ROK II. WARSZAWA NUMER 1.

LOT



CZASOPISMO POŚWIĘCONE ZAGADNIENIOM LOTNICTWA I ŻEGLUGI POWIETRZNEJ

STYCZEŃ. 1922. CENA Mk. 200.

LOT CZASOPISMO POŚWIĘCONE ZAGADNIENIOM LOTNICTWA, ŻEGLUGI POWIETRZNEJ I AUTOMOBILIZMU

Wychodzi RAZ NA MIESIĄC pod kierownictwem J. GRZĘDZIŃSKIEGO.

ADMINISTRACJA: Warszawa, Wspólna 19, m. 10.
REDAKCJA: Dep. IV Żeglugi Powietrznej — Warszawa-Mokotów.

Warunki przedpłaty: kwartalnie 600 Mk., numer pojedyńczy 200 Mk.

Treść numeru I

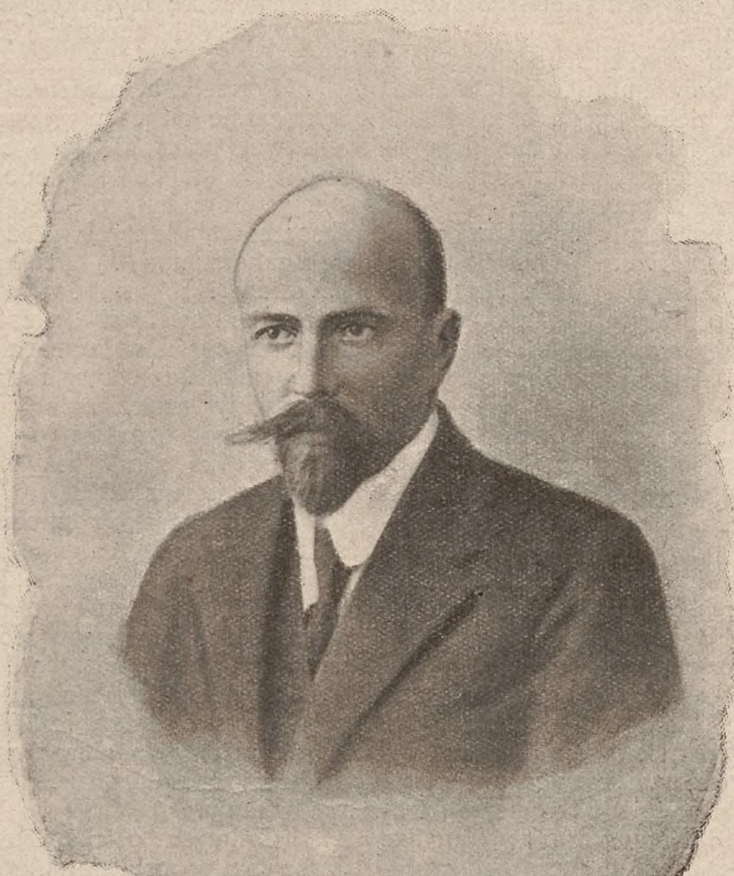
Sommaire.

Okładka pomysłu art.-malarza p. **Edm. John'a.**

LOT CZASOPISMO POŚWIĘCONE ZAGADNIENIOM LOTNICTWA I ŻEGLUGI POWIETRZNEJ

Nr 1 WARSZAWA — STYCZEŃ 1922. ROK II

GALERJA LOTU.



WITOLD JARKOWSKI

K. FILIPOWSKI

Witold Jarkowski

W osobie ś. p. Witolda Jarkowskiego Polska straciła jednego z największych pracowników na polu wiedzy lotniczej o umyśle twórczym i wszechstronnym, ścisłym a przejrzystym.

Syn dyrektora Newskiej Fabryki Parowozów w Petersburgu, ś. p. Witold Jarkowski urodził się w roku 1875, a mając zaledwie 23 lata otrzymał w roku 1898 dyplom inżyniera Petersburskiego Instytutu Technologicznego.

Pracując w swym zawodzie inż. Jarkowski śledził jednocześnie z zajęciem rozwój lotnictwa. Ta nieznana dziedzina pełna tajemnic niezbadanych a rokująca wielkie nadzieje nie mogła pozostać obojętną jego wszechstronnemu umysłowi. Przeczuwał jej znaczenie w przyszłości.

Na wiadomość o powstaniu specjalnej wyższej uczelni „Ecole Superieure d' Aéronautique & des Construction Mecanique“ inż. Jarkowski w r. 1912 udaje się do Paryża i kończy jednym z pierwszych ową szkołę, stając się od tej chwili pionerem polskiego lotnictwa i poświęcając się tej dziedzinie całkowicie.

Po ukończeniu „Ecole Superieure“ Witold Jarkowski bada w dalszym ciągu teorję lotnictwa; miewa często odczyty w petersburskim „Związku Inżynierów“ wydaje kilka książek w zakresie aeronautyki, w tej liczbie „Zarys budowy sterowców“ odznaczający się doskonałym słownictwem polskim, prowadzi dyskusje naukowe ze znanym ze swej strony profesorem Bothezatem, przeciwstawiając mu swe teorje obliczenia śrub i śmigieł, pisuje do Academie des Sciences (Loi aproximative de la montée d'un aéroplane—Comptes rendues t. 153 p. 237. 24 Juillet 1911); wreszcie studja jego nad silnikami zwracają uwagę francuskich uczonych, w tej liczbie Aleksandra Sée, który w 23 numerze Aérophile'u z dn. 1. XII. 1911 umieszcza jego analizę nieścisłości prawa Meusnier'a dotyczącego wpływu ciśnienia atmosferycznego na moc silnika.

W krótkim czasie ś. p. Witold Jarkowski obejmuje katedrę „lotnictwa“ w Instytucie Technologicznym w Petersburgu, a w rok później stanowisko dyrektora fabryki płatowców „Lebiediew“, potem organizatora i kierownika wytwórni wodnopłatowców „Szczetinin“, wreszcie zostaje zaangażowany przez wielkie petersburskie „Rosyjsko - Baltyckie Zakłady“ budowy płatowców, silników i samochodów, które spłacają kontrakt zawarty przez inż. Jarkowskiego z fabryką Szczetinina ażeby otrzymać tak cennego kierownika.

Inż. Jarkowski ziścił wszelkie nadzieje przedsiębiorstwa wprowadzając reorganizację i racjonalną gospodarkę fabryczną opartą na podstawach amerykańskich uczonych Taylora, Gauta i Parkhorst'a

Potrzeba było wielkiej zręczności ażeby w owym czasie gorączki wojennej, obstalunków, intensywnej pracy, nie tamować ruchu fabryki wprowadzając krańcowo odmienne od dawnych systemy, które były niechętnie przyjmowane i dla zaszczepienia których należało toczyć ciągłą walkę z zakorzenionymi przesądami i nawyknieniami majstrów i robotników, z ogólną niechęcią do wszelkich nowatorstw, wreszcie z zasadami „pracy na dniówkę“ a w końcu z bolszewizmem, który w swym żywiołowym rozwoju doprowadził do ruiny cały gmach z takim trudem wzniesiony, grzebiąc pod gruzami jego twórcę, który zginął w więzieniu z rąk rosyjskiej „czerezwyczajki“ podczas teroru r. 1918.

Pracując jako administrator Witold Jarkowski w dalszym ciągu studjował czystą teorję, prowadząc wykłady w Instytucie, łącząc w jednej osobie zdolności wręcz krańcowo różne—administratora, organizatora i uczonego teoretyka oraz profesora wykładowcę.

Śmierć jego przecięła tok cennych prac i studjów, których ślady w formie rękopisów przywiozła do Warszawy rodzina zmarłego i które zaczęła drukować swego czasu „Polska Flota Powietrzna“ w Poznaniu.

Człowiek o charakterze prawym, Witold Jarkowski pozostawił najlepsze wspomnienia najpierw wsród kolegów i znajomych, jako serdeczny przyjaciel, następnie jako działacz społeczny, przyjmujący udział w ruchu rewolucyjnym w roku 1905-6 w Warszawie, wreszcie jako umiejętny i taktowny kierownik o niezwykłym spokoju i zupełnej bestronności w najtrudniejszych okolicznościach życia i pracy fabrycznej.

Prof. CZ. WITOSZYŃSKI

Wybór profilów lotniczych

(Ciąg dalszy)

Aby mieć możność porównania własności mechanicznych dwuch grup profilów należy ustalić sposób przybliżonego obliczenia siły nośnej oraz oporu profilu przypadającego na jednostkę długości skrzydła. Źródło siły nośnej zostało wyjaśnione w art. 2 źródło oporu czołowego zostało stwierdzone teoretycznie i praktycznie przez profesora Karmana w pracy poprzednio cytowanej pod postacią wirów tworzących się na powierzchni skrzydła i odrywających się naprzemian to z jednej to z drugiej strony. Wiry te, oddalając się od skrzydła, tworzą pewien układ właściwy dla każdego profilu i powodują zmianę siły nośnej oraz opór czołowy. Układ ten nie jest stały względem profilu lecz ulega okresowym zmianom w miarę tworzenia się nowych wirów. Ścisłe traktowanie tak złożonego zagadnienia ze względu na trudności matematyczne jest mało przydatne do celów praktycznych.

Uczynimy zagadnienie łatwiejszem wprowadzając następujące uproszczenia. Zamiast układu wirów, tworzących się za skrzydłem, wprowadzimy równoważną temu układowi warstwę wirową czyli warstwę nieciągłości. Taka warstwa nieciągłości, jak wiadomo z mechaniki cieczy, jest niestateczną i dla tego ulega rozczepieniu na poszczególne wiry ześrodkowane—gdyby jednak istniała okazywałaby to samo działanie co i układ wirów z niej powstały. Ta zastępcza warstwa wirowa, jak wynika z poprzedniego, nie będzie stałą w czasie lecz ulegać będzie okresowym wahaniom. Uwzględnimy ten warunek w sposób możliwie najprostszy, mianowicie założymy iż funkcja wyrażająca potencjał warstwy wirowej zawierać będzie czynnik $Sn\, 2\pi\frac{t}{T}$, gdzie t oznacza czas zaś T całkowity okres wahań warstwy.

Zastosujemy naszkicowany sposób do obliczenia oporu czołowego prostego cylindra kołowego, poruszającego się w cieczy prostopadle do osi. Prostokątny układ spółrzędnych związany z cylindrem wybierzemy w taki sposób, że oś X będzie miała kierunek wprost przeciwny prędkości, zaś początek spółrzędnych znajdować się będzie na osi cylindra. W tym wypadku funkcja charakterystyczna od zmiennej zespolonej, wyrażająca warunki ruchu, którą to funkcję nazywać nadal będziemy potencjałem zespolonym ruchu płaskiego, będzie dla cieczy doskonałej bez uwzględnienia warstwy nieciągłości

$$F(z) = -u\left(z+\frac{a^2}{z}\right); \tag{1}$$

gdzie a promień cylindra a, u jego stała prędkość [1]).

Warstwę nieciągłości wyrazimy za pomocą najprostszej funkcji niejednoznacznej, mianowicie za pomocą pierwiastka kwadratowego. Założymy mianowicie dla potencjału warstwy wirowej postać

$$F_1(Z_1 t) = A_1\, Sn\, 2\pi\frac{t}{T} . u \sqrt{\left(z+\frac{a^2}{z}+2a\right) a} . \tag{2}$$

Funkcja (2) może być użyta jako potencjał zespolony koła gdyż staje się rzeczywistą dla punktów koła t. j. dla $z=ae^{id}$. Oprócz tego łatwo sprawdzić że w żadnym punkcie zewnątrz koła prędkość nie staje się nieskończonością. Funkcję (2) można jeszcze napisać w postaci

$$A_1\, Sn\frac{z\pi t}{T} . u . a^{1/2}\left(z^{1/2}+\frac{a}{z^{\frac{1}{2}}}\right). \tag{3}$$

Wprowadzimy oznaczenie

$$A_1\, Sn\frac{z\pi t}{T} = A, \tag{4}$$

oraz będziemy pamiętali że średnia wartość A dla całego okresu będzie

$$A_s = \frac{1}{T}\int_0^T A_1\, Sn\frac{z\pi t}{T}\, dt = 0, \tag{5}$$

[1]) O ruchu cylindrów w cieczy doskonałej. C. Witoszyński. Przegląd Techniczny 1919.

zaś średnia wartość A^2 dla całego okresu będzie $A_s^2 = \frac{1}{T}\int_0^{\pi} A_1^2 Sn^2 \frac{2\pi t}{T} dt = \frac{A_1^2}{z}$; (6)

obie średnie wartości nie zależą od długości okresu T.

Teraz możemy napisać całkowity potencjał zespolony profilu kołowego, sumując (1) i (3) w postaci

$$F_c = u\left[-z - \frac{a^2}{z} + Aa^{1/2}\left(z^{1/2} + \frac{a}{z^{1/2}}\right)\right]; \quad (7)$$

Przy obliczeniu ciśnień oraz oporu należy zamiast A i A^2 wstawiać ich średnie wartości (5) i (6).

Z potencjału zespolonego (7) obliczymy prędkość w punktach profilu podług wzoru

$$w = \left(\frac{dF}{dz}\right)_{z=ae^{i\vartheta}} \frac{ie^{i\vartheta}}{i}\ 0.\ ^{1)} \quad (8)$$

Po wykonaniu wskazanych przeróbek otrzymamy $w = u\left(-2\,Sn + A\,Sn\frac{\vartheta}{2}\right)$; (9)

Przy obranym układzie spółrzędnych opór czołowy P_x obliczymy ze wzoru $P_x = -\int p\,dy$; gdzie całkę w której p oznacza ciśnienie należy obliczyć wzdłuż konturu profilu. Na podstawie równania Bernoulli'ego mamy

$$p = p_0 + \frac{\sigma}{2}(u^2 - w^2);$$ gdzie σ masa właściwa cieczy, więc $P_x = \sigma \int w^2 dy$;

albo

$$P_x = \sigma u^2 a \int_0^{\pi}\left(-2\,Sn\,\vartheta + A\,Sn\frac{\vartheta}{2}\right)^2 \cos\vartheta\, d\vartheta; \quad (10)$$

Po obliczeniu całki otrzymamy $P_x = -\frac{\sigma\pi A_s^2\, a u^2}{4}$; (11)

gdzie znak wskazuje kierunek siły, zgodny ze średnim kierunkiem prędkości cieczy względem cylindra.

Jeżeli teraz otrzymamy wzór porównany ze wzorem, otrzymanym z pomiarów profesora Żukowskiego, mianowicie $P_x = -0{,}86\, a u^2$ to możemy obliczyć $A_s^2 \cong 1$. (12)

Powyższa wartość spółczynnika A_s^2 może być zastosowana do obliczenia oporu cylindrów o innych kierownicach otrzymanych z przekształcenia koła, jeżeli kierownice nie posiedają punktów osobliwych. Ponieważ takie profile nie mają znaczenia praktycznego, przeto obliczenie oporu cylindra kołowego uważać będziemy tylko jako prosty przykład, przytoczony dla zapoznania czytelnika z metodą warstwy nieciągłości.

7. Zanim przystąpimy do obliczenia oporu i siły nośnej profılów, rozpatrywanych w rozdz. 4 i 5 uogólnimy wzór Blasiusa[1]) tak, aby można było obliczać bezpośrednio te wielkości mając potencjał zespolony profilu kołowego i funcję odwzorowania równ. (2) rozdz. 3.

$$P_x = -\int p\,dy; \quad P_y = \int p\,dx; \quad P_y + iP_x = \int p(dx - i\,dy); \quad (1)$$

Zachowując poprzednio obrany prostokątny układ spółrzędnych możemy napisać gdzie całki należy obliczyć wzdłuż zamkniętego konturu profilu w kierunku ruchu wskazówek zegara.

Wstawiając ciśnienie podług (10) rozdz. 6 otrzymamy:

$$P_y + iP_x = \int\left[p_0 + \frac{\sigma}{2}(u^2 - w^2)\right](dx - i\,dy) = -\frac{\sigma}{2}\int w^2(dx - i\,dy);$$

Jeżeli $F_1(z)$ jest potencjał zespolony rozpatrywanego profilu, to

$$\frac{dF_1}{dz} = w_x - i w_y = w\frac{dx - i\,dy}{ds}.\ ^{1)}$$

W tych wzorach w_x, w_y oznaczają składowe prędkości cieczy wzdłuż osi x, y, w punktach profilu, zaś ds różniczka łuku profilu. Rozwiązując to równanie względem w otrzymamy

$$w = \frac{dF}{dz}\cdot\frac{ds}{dx - i\,dy}; \quad w^2 = \left(\frac{dF_1}{dz}\right)^2 \frac{ds^2}{(dx - i\,dy)^2} = \left(\frac{dF_1}{dz}\right)^2 \frac{dx + i\,dy}{dx - i\,dy};$$

Wstawiając otrzymaną wartość kwadratu prędkości na profilu w wyrażenie $P_y + iP_x$ otrzymamy

$$P_y + iP_x = -\frac{\sigma}{2}\int\left(\frac{dF_1}{dz}\right)^2 dz. \quad (2)$$

---

[1]) O ruchu cylindrów w cieczy doskonałej C. Witoszyński. Przegląd Techn. 1919.

Jest to wzór Blasiusa, zastosowany do naszych warunków.

Jeżeli teraz nie mamy protencjału zespolonego właściwego profilu lecz tylko potencjał zespolony profilu kołowego $F(Z)$ oraz funkcję odwzorowania $z = f(Z)$ to, jak wiadomo $w_x - i w_y = \frac{dF}{dZ} \frac{dZ}{dz}$; [1]) przeto wstawiając w równaniu (2) pod znakiem całki $\frac{dF}{dZ} \frac{dZ}{dz}$, zamiast $\frac{dF_1}{dz}$, otrzymamy:

$$P_y + i P_x = -\frac{\sigma}{2} \int \left(\frac{dF}{dZ}\right)^2 \frac{dZ}{dz} dZ. \qquad (3)$$

Całka w równaniu powyższem ma być wzięta wzdłuż obwodu profilu kołowego.

Wyznaczymy teraz pochodną potencjału zespolonego dla profilu kołowego taką, która by była zdatną do przekształcenia dla profilu posiadającego ostrze. Warunek ten będzie spełniony, jeżeli wzmiankowana pochodna będzie dawała prędkość zero w tym punkcie koła, który odpowiada ostrzu profilu przekształconego. Przyjmiemy w wypadku ogólnym iż profil obrócony jest około ostrza w kierunku dodatnim o kąt α względem swego położenia początkowego, patrz art. 4, 5. W tym wypadku ostrzu odpowiadać będzie punkt $Z = -ae^{i\alpha}$ na profilu kołowym.

Potencjał zespolony profilu kołowego z dodaniem części cyklicznej bez uwzględnienia warstwy nieciągłości będzie

$$F_o(Z) = u\left[-Z - \frac{a^2}{Z} + i k \lg \frac{Z}{a}\right]; \qquad (4)$$

Łatwo sprawdzić, iż wartość $F(Z)$ staje się rzeczywistą na profilu kołowym to jest dla $Z = ae^{i\vartheta}$. Stałą K określimy z warunku $\frac{dF}{dZ} = 0$ dla $Z = -ae^{i\alpha}$; otrzymamy tym sposobem $K = -2a\, Sn\, \alpha$, skąd

$$\frac{dF_o}{dZ} = -u \frac{(Z + ae^{i\alpha})(Z - ae^{-i\alpha})}{Z^2}; \qquad (5)$$

Dla części pochodnej, odpowiadającej warstwie nieciągłości, przyjmiemy postać:

$$\frac{dF_1}{dZ} = u\, A_1\, Sn \frac{2\pi t}{T} \frac{(Z + ae^{i\alpha})(Z^m - Ba^m)\, C}{Z^n}. \qquad (6)$$

Na podstawie rozważań rozdz. 6 przyjmujemy $m = 1/2$; czynnik $(Z + ae^{i\alpha})$ musi być obecny ze względu na istnienie ostrza na profilu przekształconym. Aby wartość $ie^{i\vartheta}\left(\frac{dF_1}{dZ}\right)_{Z = ae^{i\vartheta}}$ (patrz równ. (8) rozdz. 6) była rzeczywistą musimy przyjąć: $n = 7/4$ oraz $B = e^{i\beta}$; $C = e^{-i\frac{\alpha+\beta}{2}}$.

Jeżeli teraz przyjmiemy że wahania prędkości na profilu kołowym są symetryczne względem punktu profilu, dla którego prędkość jest zerem, który to punkt odpowiada ostrzu, to otrzymamy $\beta = +\frac{\alpha}{2}$. Na podstawie powyższej możemy równanie (6) przepisać w postaci

$$\frac{dF_1}{dZ} = u\, A_1\, Sn \frac{2\pi t}{T} \frac{(Z + ae^{i\alpha})(Z^{1/2} - a^{1/2} e^{\frac{i\alpha}{2}})\, e^{\frac{-3i\alpha}{4}}}{Z^{7/4}}; \qquad (7)$$

Łącząc (7) i (5), jako poszukiwaną pochodną całkowitego potencjału zespolonego, otrzymamy przy uwzględnieniu równ. (4) art. 6

$$\frac{dF}{dZ} = u\left[-\frac{(Z + ae^{i\alpha})(Z - ae^{-i\alpha})}{Z^2} + Aa^{1/4} \frac{(Z + ae^{i\alpha})(Z^{1/2} - ae^{\frac{i\alpha}{2}})\, e^{-\frac{3i\alpha}{4}}}{Z^{7/4}}\right]; \qquad (8)$$

(D. n.)

Inż. PIOTR TUŁACZ

Rola wysokości w lotnictwie

(Ciąg dalszy)

Po tem określeniu wysokości, przypatrzmy się jaką rolę odgrywa ona w aerodynamice płatowca. Jak wiemy całkowite działanie dynamiczne powietrza na płatowiec w locie możemy rozłożyć na dwie składowe a mianowicie siłę nośną F i opór R wyrażając je ogólnie dziś przyjętymi

wzorami:

$$F = k_y \cdot S \cdot V^2 \cdot \mu ,$$
$$R = k_x \cdot S \cdot V^2 \cdot \mu + r ,$$

gdzie S oznacza w m^2 powierzchnię nośną, „V“ w m/sek szybkość płatowca względem powietrza, „μ“ jest stosunkiem gęstości powietrza, w którym się lot odbywa do gęstości normalnej, k_x i k_y są spółczynnikami o wymiarze gęstości, charakteryzującemi profil skrzydeł, stosunek ich wymiarów i układ wzajemny tychże. Zwykle przedstawiamy je na jednej krzywej, zwanej biegunową z k_y na osi rzędnych jako $k_y = f(k_x)$ przyczem kąt natarcia $\sphericalangle i$ piszemy na samej biegunowej przy odpowiadających punktach. Przytem $k_y = f(i)$ i $k_x = f_1(i)$, tak, że kąt „i“ występuje jako parametr funkcji.

Opór dodatkowy „r“ części nie nośnych jak kadłuba, wiązań i t. p. możemy przedstawić zawsze jako funkcję: $r = \sigma \cdot V^2 \cdot \mu$, gdzie σ odgrywa rolę małej powierzchni poruszanej prostopadle, wraz ze spółczynnikiem oporu, zwanej powierzchnią szkodliwą. Dla płatowców średnich wynosi ona około 1 m^2. Możemy więc zmodyfikować wzór poprzedni do następującej formy:

$$R = \left(k_x + \frac{\sigma}{S}\right) \cdot SV^2 \cdot \mu .$$

W jednostajnym locie poziomym musi siła F równoważyć całkowity ciężar płatowca π, siła wznośna ciągnąca śmigła σ musi równoważyć cały opór:

$$\Pi = k_y \cdot S \cdot V^2 \cdot \mu ,$$
$$P = \left(k_x + \frac{\sigma}{S}\right) SV^2 \cdot \mu ,$$

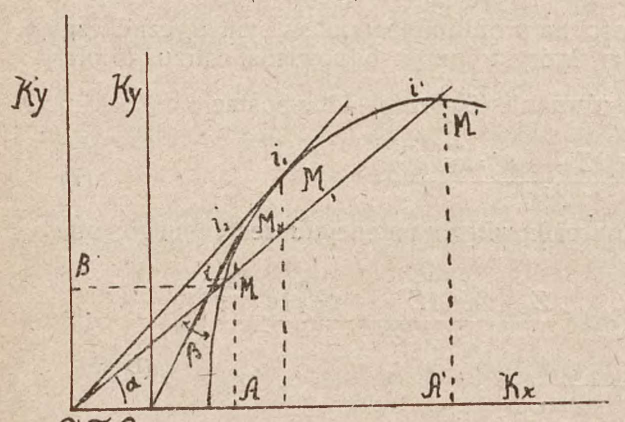


fig: 3.

eliminując z powyższych równań „V“ otrzymamy:

$$P = \Pi \cdot \frac{k_x + \frac{\sigma}{S}}{k_y} .$$

Jak widzimy siła popędowa, siła ciągnąca śmigła, nie zależy od gęstości powietrza, a więc i od wysokości lotu, jedynie zaś od kąta „i“, względnie odpowiadających mu k_x i k_y. O wielkość stałą $\frac{\sigma}{S}$ przesuniemy początek układu do punktu O'. Łącząc O' z pewnym punktem biegunowej widzimy bezpośrednio, że

$$\frac{k_x + \frac{\sigma}{S}}{k_y} = \operatorname{cotg} \alpha ,$$

i że P osiąga minimum swej wartości dla kąta natarcia, który nazwiemy kątem optimum (i_0) odczytanego w punkcie styczności prostej z O' i $k_y = f(k_x)$. Jest to minimum funkcji $P = f(i)$, wyznaczone przez $\frac{dP}{di} = 0$.

Moc popędowa samolotu równą będzie:

$$T^{kgm}/_{sek} = P^{kg} \times V^{m}/_{sek} = \left(k_x + \frac{\sigma}{S}\right) S \cdot V^3 \cdot \mu ,$$

podstawiając zamiast V wartość z równania:

$$\Pi = k_y \cdot S \cdot V^2 \cdot \mu ,$$

otrzymamy:

$$T' = \frac{\Pi^{3/2}}{S^{1/2}} \cdot \frac{k_x + \frac{\sigma}{S}}{k_y^{3/2}} \cdot \left(\frac{1}{\mu}\right)^{1/2} .$$

Z powyższego wnosimy najogólniej, że moc popędowa jest funkcją kąta „i“ oraz gęstości, czyli wysokości

$$T = f(i, \mu) ,$$

$\frac{k_x + \frac{\sigma}{S}}{k_y^{3/2}} = f(i)$ posiada zawsze jedną wartość minimalną; kąt temu odpowiadający (i_m) nazwiemy kątem najmniejszej dzielności popędowej.

$\frac{1}{\mu}$ wzrasta z wysokością, a zatem wniosek: przy locie poziomym płatowca, przy pewnym stałym kącie natarcia i na różnych wysokościach, wielkość popędowa wzrastać musi z wysokością proporcjonalnie do pierwiastka stosunku gęstości na wysokości lotu. Ponieważ $\frac{1}{\mu}$ może rosnąć bez granic, moc zaś popędowa, jako związana z mocą silnika, bez granic nie będzie się powiększać, należy przyjąć, że dla każdego płatowca istnieć będzie pewna wysokość, a raczej — pewna gęstość powietrza, ponad którą nie wzniesie się nigdy. Wysokość tę nazwiemy teoretycznym pułapem samolotu. Wreszcie wniosek ostateczny: pod teoretycznym pułapem samolot naciera kątem (i_m) najmniejszej mocy popędowej, co jest oczywistem, gdyż w przeciwnym razie nie wyzyskałby wszystkich środków do osiągnięcia pułapu.

Dla ściślejszego określenia pułapu, musimy wziąć charakterystykę zespołu śmigło-silnikowego.

Siła ciągnąca czyli parcie śmigła P, oraz dzielność motoru T potrzebna do obracania tegoż śmigła wyrażają się wzorami:

$$P = \alpha . n^2 . D^4 . \mu ,$$

$$T = \beta . n^3 . D^5 . \mu ,$$

gdzie „n“ jest ilością obrotów śmigła na sek., D największą średnicą śmigła, α zaś i β są funkcjami $\gamma = \frac{V}{n D}$.

Sprawność śmigła „ρ“ otrzymamy dzieląc użyteczną pracę śmigła przez pracę potrzebną do poruszania go, czyli przez pracę, którą śmigło pochłania:

$$\rho = \frac{P . V}{T_0} = \frac{\alpha}{\beta} . \gamma . = f(\gamma).$$

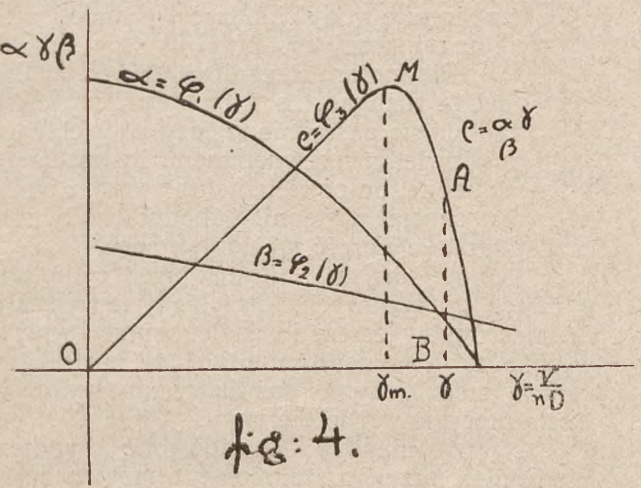


Fig. 4 przedstawia schematycznie funkcje α, β, ρ. Sprawność śmigła „ρ“ nie zależy od gęstości bezpośrednio, to znaczy, że dla każdej wyso-

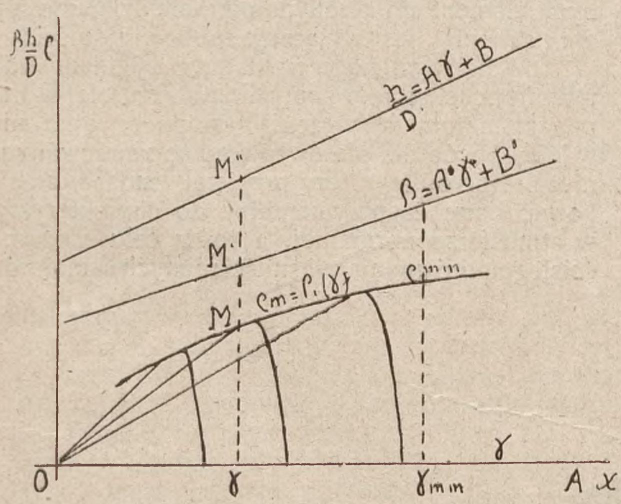


Fig. 4a.

kości możemy dobrać śmigło tak, żeby posiadało maximum swej sprawności.

Jak się przedstawia sprawa takiego doboru? Funkcje α, β, ρ (fig. 4) charakteryzują całą nieskończoność śmigieł, geometrycznie ściśle podobnych pewnemu określonemu prototypowi.

Z chwilą kiedy określenie formy geometrycznej zależy jeszcze od jednego parametru, mówimy o rodzinie śmigła. Parametrem takim może być, bądź to krzywizna profilu, szerokość łopatki, ilość łopatek, bądź też, w największej ilości wypadków, skale powierzchni śrubowej śmigła. Przy zmianie ciągłej takiego parametru, funkcje α, β, ρ zmieniają się również w sposób ciągły (fig. 4a). I tak np. zmieniając skok śmigła, widzimy, że maximum $\rho = f(\gamma)$ porusza się po pewnej krzywej ciągłej, którą nazwiemy krzywą maxymalnej sprawności rodziny śmigła (fig. 4a). Punkty odpowiadające każdemu ρ_{max} na krzywych $\rho_{(max)} = f_1(\gamma)$ i $\beta_{(\rho max)} = f_2(\gamma)$ będą również opisywać krzywe ciągłe. Wreszcie każdemu punktowi krzywej ρ_{max} przydamy wielkość skoku h w stosunku do średnicy D, i to $\frac{h}{D}$ będzie również funkcją ciągłą: $\frac{h}{D_{(\rho\ max)}} = f_3(\gamma)$.

Zwykle „α“, które możemy wyznaczyć znając ρ i β nie podajemy, tak, że rodzinę śmigła o zmiennym skoku charakteryzują następujące funkcje:

$$\rho\ max = f(\gamma),$$

$$\beta_{(\rho\ max)} = f'(\gamma),$$

$$\frac{h}{D_{(\rho\ max)}} = f''(\gamma).$$

Jak widzimy na fig. 5, ρ_{max} wykazuje również pewną wartość maxymalną, ale już teraz musimy ostrzedz, że w większej ilości wypadków, wartość ta jest nieosiągalną. Wykażemy w dalszym ciągu, że dla danego płatowca o określonych warunkach użytkowności istnieje tylko jedno jedyne „γ“ służące za podstawę wykazu śmigła. Mając więc ograniczoną ilość krzywych ρ_{max} czyli wybierając między ograniczoną ilością rodzin śmigieł, rzadko się nam zdarzy, trafić dla tej wartości „γ“ na maxymum maxymalnej sprawności rodziny, którego w dodatku nie przekraczałaby sprawność innej rodziny, o zasadniczo większych sprawnościach.

Przed dokładniejszem zbadaniem kwestji adaptacji śmigła musimy jednak omówić jeszcze sprawę wpływu wysokości na moc silnika. Z braku miejsca nie możemy wchodzić w szczegóły funkcjonowania silnika spalinowego, jedynie dziś stosowanego w lotnictwie — ograniczymy się do wskazania jakie w tej dziedzinie istnieją już utarte metody obliczenia, a w dalszej części metody badania w celach porównawczych. Moc motoru T przedstawić możemy jako iloczyn momentu C, szybkości kątowej czyli ilości obrotów na sekun-

dę N oraz pewnej stałej K:

$$T = K.C.N.$$

Liczbę obrotów możemy mierzyć na każdej wysokości, znamy więc przebieg jej zmiany, nie możemy jednak mierzyć momentu i musimy co do zmiany tegoż poczynić pewne hypotezy. Teo-

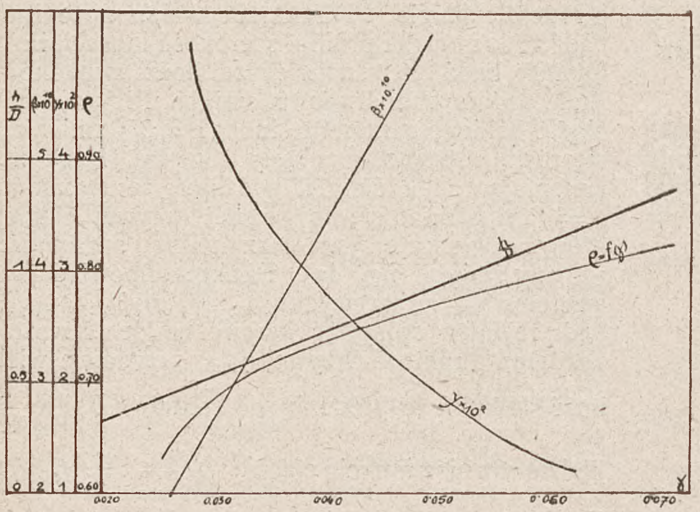


Fig. 5.

retycznie należałoby przypuszczać, że w wypadkach równoczesnej zmiany ciśnienia i temperatury powietrza, moc motoru zmienia się proporcjonalnie do gęstości mieszanki. Jednakowoż zjawisko zasycania motoru przez dzisiejsze gazowniki jest tak skomplikowanem, że trudno jest ustalić, jaki wpływ wywiera temperatura otaczającego powietrza na temperaturę mieszanki. Wymiary termiczne między powietrzem dopływającem, parą benzyny i urządzeniem do ogrzewania powodują, że temperatura powietrza dopływającego ma bardzo daleki wpływ na temperaturę mieszanki. Racjonalnie byłoby. utrzymać przez ogrzanie tempaaturę mieszanki stale około 15⁰ C. Podczas lata jednak jest to praktycznie niewykonalne. Temperatura mieszanki obniża się znacznie powolniej od temperatury zewnętrznej, wskutek czego zmniejsza się również gęstość mieszanki prędzej od gęstości powietrza zewnętrznego, i jest raczej proporcjonalną do panującego ciśnienia powietrza.

Dla uzyskania danych eksperymentalnych w tej nadzwyczaj ważnej kwestji, wykonano szereg doświadczeń, jednakowoż bez definitywnych rezultatów, któreby prowadziły do jednolitego prawa. Przeciwnie raczej doświadczenia te wykazały, że sprawę tę należy traktować raczej zupełnie indywidualnie, zależnie od detalów instalacji motoru.

Tak np. dla motoru Hispano-Suiza 200 K. M. na Spadzie jednomiejscowym, skonstatowano, że podczas wznoszenia, temperatura mieszanki ulegała tym samym zmianom co temperatura wody chłodzącej motor. W tym typie samolotu, dopływ świeżego powietrza odbywał się po przejściu tegoż przez chłodnicę. Pozatem gazownik podgrzewała odboczka obiegu wody chłodzącej. W tym więc wypadku, można śmiało twierdzić, że temperatura mieszanki jest niezależną od temperatury zewnętrznej, pod warunkiem naturalnie, że odpowiednim urządzeniem utrzymuje się temperaturę wody chłodzącej w zimie i w lecie na tej samej wysokości.

Dla motoru Renault 300 K. M. na Bréguet 14 zbadano, że temperatura mieszanki zmienia się pośrednio między wodą chłodzącą i powietrzem zewnętrznem. Instalacja jest odmienna, bo powietrze dopływa bez ogrzania, chociaż następnie odboczka wody chłodzącej ogrzewała część rur dopływowych.

Temperaturę mierzono tuż przed cylindrami w rurach dopływowych. Przykłady te wykazują, że daleko mamy jeszcze do ustalenia prawa wpływu wysokości na moment motoru i że roztrzygnąć sprawę mogą jedynie doświadczenia wykonane z całą precyzją w tym kierunku.

Narazie musimy się zadowolić hypotezą. We Francji przyjęto, że moment motoru zależy jedynie od ciśnienia i że jest wprost proporcjonalny do tegoż ciśnienia. W Anglji i Włoszech przyjęto natomiast, że moment motoru, narówni z innymi elementami aerodynamiki, jak działanie śmigła i skrzydła, jest wyłącznie funkcją gęstości.

W dalszym ciągu wykładu, przyjmiemy metodę francuską, jako spotykaną najczęściej w literaturze, natomiast w części następnej wykażemy, w jaki sposób dla płatowców nowo zbudowanych, niezależnie od hypotezy przyjętej, można zredukować dane eksperymentalne do charakterystyk w atmosferze normalnej, a to w celu możności ścisłego porównania własności różnych samolotów.

(C. d. n.)



Inż. ZDZ. ZYCH-PŁODOWSKI

Lot bez silnika

Lot bez silnika nie jest bynajmniej rzeczą dla człowieka niemożliwą. Bywa on albo lotem szybowym, gdy na aparat nie działają żadne siły prócz siły ciężkości i oporu powietrza, albo też lotem zwykłym gdzie jednak rolę silnika odgrywa sam pilot, poruszając siłą swych mięśni mechanizm pędzący.

Pierwsze pomysły maszyn latających były właśnie próbami latania według tego ostatniego sposobu, niestety próbami nieudatnemi. Natomiast próby lotu szybowego rozpoczęte przez Lilienthal'a a kontynuowane przez Pilcher'a, Chanute'a wreszcie braci Wright i kapit. Ferbera wykazały, że przy pewnej zręczności pilota aparaty nie posiadające żadnego mechanizmu pędzącego czyli t. zw. szybowce mogą się wznosić i przelatywać dość znaczne przestrzenie, wykorzystując tylko sprzyjający wiatr.

Bracia Wright po dokonaniu szeregu udatnych lotów na swym szybowcu zdecydowali się postawić na nim silnik ze śmigłem dla zapewnienia swemu aparatowi pewnej siły pędzącej, któraby czyniła lot mniej zależnym od siły i kierunku wiatru, oraz którąby umożliwiała start z płaszczyzny poziomej.

Pomysł swój umieli bracia Wright zręcznie zrealizować i, zamieniwszy w ten sposób swój szybowiec na płatowiec, zaczynają robić coraz dalsze przeloty. Podnieceni powodzeniem, zarzucają zupełnie próby latania bez silnika i zajmują się wyłącznie doskonaleniem swego płatowca, ustalając coraz nowe rekordy. Ich europejscy współzawodnicy i naśladowcy podobnie nie przywiązują większej wagi do prób latania bez silnika. Wprawdzie kapitan Ferber jak i br. Wright szkoli się w locie szybowym, ale traktuje to tylko jako przygotowanie się do latania i jako doświadczenia dające cenne wskazówki co do sposobu budowy płatowca, mającego być już zaopatrzonym w śmigło i silnik.

Szybki rozwój lotnictwa i zawrotna szybkość z jaką zdobywane są coraz to nowe rekordy długości lotu, szybkości, wzbijania się na wysokość, loty z pasażerami i t. d. pochłaniają całkowicie uwagę wszystkich sportsmenów i konstruktorów zajmujących się lotnictwem i jeśli teraz mówi kto o lataniu, to rozumie się samo przez się, że mowa tu tylko o locie płatowca pędzonego grupą śmigłosilnikową. Wprawdzie Wright, uzyskawszy nieśmiertelną sławę w Europie, powraca syt chwały do Ameryki i znowu zabiera się do zarzuconych przezeń niegdyś prób latania bez silnika, a do Europy od czasu do czasu zaczynają dochodzić jakieś fantastyczne wieści o jego nowych sukcesach na tem polu, wkrótce wybuch wojny europejskiej pochłania uwagę całego świata i próby Wright'a przestają interesować lotników. Lotnictwo idzie teraz szybkim krokiem w przeciwnym zgoła kierunku. Moc silników lotniczych wzrasta z zatrważającą szybkością. Uzyskanie kilku nieraz kilometrów szybkości na godzinę okupuje się zwiększeniem o kilkadziesiąt koni mocy silnika, po za tem dla umożliwienia szybkiego wzbijania się na znaczne wysokości płatowce otrzymują silniki o coraz większym nadmiarze mocy.

Wogóle względy ekonomji ustępują przed względami natury militarnej. Lotnictwo robi olbrzymie postępy, ale wyłącznie w kierunku lotnictwa wojskowego.

Dopiero po uspokojeniu się burzy wojny światowej zaczyna wzrastać zainteresowanie się aparatami ekonomicznymi, a więc o jaknajmniejszej mocy silnika. Budują płatowce o mocy silnika kilkunastu koni, nieraz o silniku słabszym od silnika motocyklowego („Passe-partout“ Edmonda de Marçay posiada silnik *ABC* o mocy 10 k. m., podczas gdy motocykl Harley'a posiada 11 k. m.).

Wreszcie zaczynają się interesować lotem bezsilnikowym. Dotychczas szybowce startować mogły tylko z łagodnego zbocza wzgórza spadającego w kierunku przeciwnym wiejącemu wiatrowi. Wobec zmienności kierunku wiatru oczywiście możliwość startowania była bardzo ograniczoną.

Usiłowania wzlotów z płaszczyzny zupełnie poziomej miały zatem bardzo ważne znaczenie dla dalszego rozwoju lotu bezsilnikowego. W razie pomyślnego bowiem rozwiązania tej sprawy mielibyśmy możność startowania przy każdym kierunku wiatru, podczas gdy dotychczas startować można było tylko wówczas, gdy wiatr miał kierunek akurat przeciwny kierunkowi spadku pola wzlotów.

We Francji ogłoszoną zostaje nagroda Peugeot'a wysokości 10000 fr. za przelot 10 *m* na aparacie pozbawionym silnika i startującym na płaszczyźnie zupełnie poziomej o własnych siłach pilota.

Nagrodę tę zdobywa Poulain, przelatując dnia 9 lipca 1921 r. przestrzeń 11,5 *m*.

Aparat jego stanowią dwa płaty przymocowane odpowiednio do roweru. Płaty te posiadają

zmienny kąt natarcia. Pilot ustawia je pod kątem natarcia równym zeru, rozpędza aparat, kręcąc pedałami, a kiedy uzyska już potrzebną szybkość zwiększa kąt natarcia do 6^0 i odrywa się od ziemi.

Waga samolotu wynosi 17 *kg*, pilota 74 *kg*, razem ciężar całkowity wynosi 91 *kg*.

Rozpiętość górnego płata 6 *m*, dolnego 4 *m*.
Szerokość „ „ 1,2 *m* „ 1,22 *m*.
Odległość między płatami: 1,2 *m*.
Całkowita powierzchnia nośna 12,08 m^2.
Obciążenie na 1 m^2 powierzchni nośnej 7,6 *kg*.
Szybkość lotu ma wynosić około 40 *km* na godzinę.

Możliwość startowania i lotu bez silnika, przy użyciu mechanizmu pędzącego, poruszanego własnym wysiłkiem pilota przewiduje już w r. 1910 p. Alexandre Sée w swej pracy: „Les lois expérimentales de l'Aviation".

Zbija on twierdzenie kpt. Ferbera, że lot o własnych siłach człowieka jest niemożliwością i dowodzi, że przy pewnych warunkach, zupełnie zresztą osiągalnych, lot taki na krótki wprawdzie przeciąg czasu jest rzeczą zupełnie możliwą. Praktyka wykazała, że twierdzenie pana Sée było słusznem.

Zapoznajmy się nieco z jego wywodami.

Faktem jest, iż średniej wielkości ptaki nie wydatkują przeciętnie na każdy kilogram swej wagi więcej jak 0,01 konia mocy. Człowiek zatem ważący 75 *kg*, jeśli umiałby zbudować aparat pracujący z tą samą sprawnością i poruszany siłą jego mięśni, musiałby rozwijać moc 0,75 *K. M.*, co dla przeciętnie silnego człowieka jest rzeczą zupełnie możliwą.

Wprawdzie turysta, wspinając się na wysoką górę, rozwija moc zaledwie 10 do 15 kilogramometrów na sekundę (0,13 do 0,2 konia mech.) wysiłek ten jest rozliczony na czas dłuższy, ten sam jednak turysta przy pewnym treningu rozwinąć może sprawność 150 kilogramometrów na sekundę (2 koni mech.), wchodząc na schody po dwa stopnie na raz i robiąc 5 do 6 kroków na sekundę.

Czemu więc należy przypisać, że człowiek mogąc rozwinąć tak znaczną stosunkowo moc (wprawdzie na bardzo krótki przeciąg czasu), nie może jednak wzlecieć?

Powodem tego jest fakt, że moc niezbędna dla lotu nie wzrasta proporcjonalnie do wagi aparatu latającego, lecz w stosunku większym i że wogóle trudność lotu wzrasta z powiększaniem ciężaru, jaki ma być wiezionym, bo przy powiększaniu wymiarów maszyny latającej widzimy, że siła unosząca wzrasta proporcjonalnie do kwadratu, zaś waga proporcjonalnie do trzeciej potęgi wymiarów linijnych. Z tego też powodu w naturze nie spotykamy stworzeń latających, których waga przenosiłaby 10 *kg*.

Człowiek potrafił wprawdzie wznieść w powietrze płatowce ważące tysiące kilogramów, ale osiągnął to kosztem wielkich mocy, jakie dostarczają lekkie silniki lotnicze.

Ale czy człowiek, ważący około 75 *kg*, mogąc rozwinąć koło 2 *K. M.* mocy, zdoła o własnych siłach wznieść się w powietrze? — oto jest pytanie do rozstrzygnięcia.

Przypuśćmy, że waga mechanizmu pędzącego wraz ze śmigłem i przekładnią wyniesie 15 *kg*;
waga pilota 75 *kg*;
razem 90 *kg*.

Chcąc otrzymać wielkość całkowitego ciężaru aparatu P musimy określić ciężar skrzydeł p

$$P = 90 + p.$$

Siła nośna P_n musi być przynajmniej równa ciężarowi P — by lot był możliwym.

Ciężar skrzydeł zależnym jest od ich wielkości, musimy więc go wyrazić w zależności od ich powierzchni nośnej S.

Rozpatrzmy grupę płatów geometrycznie podobnych.

Przypuśćmy jeden z nich, posiadający powierzchnię 1 m^2, daje siłę nośną C *kg*.

Inny płat będąc x razy większym (czyli będąc w skali $x:1$ w stosunku do płata pierwszego) będzie posiadał powierzchnię nośną x^2 razy większą, czyli x^2 metrów kwadratowych.

Ponieważ siła nośna jest proporcjonalna do powierzchni płata, zatem będzie on posiadał siłę nośną $C \cdot x^2$ kilogramów.

(Oczywiście płat x razy mniejszy będzie miał siłę nośną $\frac{C}{x^2}$ kilogramów).

Dla danej zatem grupy płatów geometrycznie podobnych możemy napisać:

$$P_n = Cx^2,$$

gdzie C — siła nośna płata o powierzchni 1 m^2
x^2 — powierzchnia nośna danego płata w metrach kwadrat. Siła nośna 1 m^2 płata musi być przynajmniej równą obciążeniu na jednostkę powierzchni, by lot był możliwym, zatem możemy C uważać za obciążenie na metr kwadratowy płata.

Oznaczmy wagę płata z danej grupy płatów geometrycznie podobnych, który posiada 1 m^2 powierzchni i wytrzymuje obciążenie 1 *kg* na metr kw. powierzchni, przez w.

Wiadomą jest rzeczą, że każdy z dwuch płatów geometrycznie podobnych wytrzymuje to samo obciążenie na jednostkę powierzchni. Czyli zwiększając wymiary linijne rozpatrywanego powyżej płata x razy zwiększymy jego objętość, a co zatem idzie i wagę x^3 razy i otrzymamy płat x razy większy, ale wytrzymujący tylko to samo obciążenie 1 kilograma na metr kwadr. po-

wierzchni. Waga jego wyniesie:

$w \cdot x^3$ kilogramów.

Oznaczając obciążenie na metr kwadratowy przez C i chcąc, by płat dany mógł to obciążenie wytrzymać, musimy odpowiednio zwiększyć wymiary wewnętrznych jego belek. Zachowując więc ich wysokość, by nie zmieniać geometrycznego podobieństwa płatów, zwiększamy tylko szerokość belek. Łatwo sprawdzić na podstawie znanych praw wytrzymałości, że wytrzymałość belki o stałej wysokości a zmiennej szerokości, wzrasta proporcjonalnie do wzrostu jej wagi, wynikającego z powiększania jej wymiarów szerokości. Chcąc zatem belki wewnątrz płata uczynić C razy mocniejszemi, nie zwiększając ich wysokości, musimy również c razy zwiększyć ich wagę.

Zatem o ile waga płata wytrzymującego obciążenie 1 *kg* na metr kwadr. powierzchni nośnej wynosi w *kg*, to waga płata podobnego geometrycznie a wytrzymującego C *kg* obciążenia na 1 m^2 powierzchni nośnej musi być C razy większą.

Więc waga płata o powierzchni nośnej $S = x^2\ m^2$, i wytrzymującego obciążenie c *kg* na m^2 pow. nośnej, będzie:

$$p = w \cdot C \cdot x^3.$$

Powracając do naszego zadania, mamy:

$$P = 90 + p,$$

ponieważ $p = w \cdot C \cdot x^3$, zatem $P = 90 + w \cdot C \cdot x^3$, z drugiej strony wiemy, że $c x^2 = P$; podstawiając więc powyższą wartość na Cx^2 w otrzymane równanie, mamy:

$$P = 90 + P \cdot wx,$$

stąd

$$P = \frac{90}{1 - wx}\ kg.$$

Wzór ten daje nam więc wagę płatowca w zależności od jego powierzchni nośnej, bo $x = \sqrt{S}$.

Oznaczając przez

y — moc niezbędną dla lotu (w koniach mechanicznych),

φ — spółczynnik oporu powietrza ($\varphi = 0{,}08$),

ρ — spółczynnik wydajności mechanizmu pędzącego,

q — jakość aparatu (według określenia płk. Renard'a),

p. Sée wyprowadza wzór:

$$P^3 = 75^2 \cdot \rho^2 \cdot \varphi \cdot q \cdot x^2 \cdot y^2 \quad \ldots \quad ^{1)}$$

---

[1]) Wzór ten otrzymuje w ten sposób:

Pułkownik Renard nazywa jakością skrzydła stosunek powierzchni płytki kwadratowej płaskiej idealnie cienkiej, która poruszana w kierunku prostopadłym do swej powierzchni, dawałaby tę samą siłę unoszącą, co rozpatrywane skrzydło, zużywając tyleż mocy — do powierzchni danego skrzydła.

Przypuśćmy, że płaszczyzna rozważana ma powierzchnię S i unosi ciężar P, zużywając T kilogramometrów pracy na sekundę.

Płytka kwadratowa płaska poruszająca się w kierunku prostopadłym do swej płaszczyzny a mająca unieść ten sam ciężar P przy zużyciu również T *kg* pary na sekundę musi posiadać powierzchnię przypuśćmy Σ metrów kwadratowych.

Otóż jakością rozważanej płaszczyzny będzie:

$$q = \frac{\Sigma}{S}.$$

Ogólnie znany z aerodynamiki wzór podaje dla naszej płaszczyzny:

$$P = k s V^2,$$

gdzie V — szybkość, z jaką porusza się płaszczyzna,

s — jej powierzchnia,

k — spółczynnik doświadczalny;

Przypuśćmy, że płaszczyzna nośna porusza się w kierunku prostopadłym do swej powierzchni, wówczas praca:

$$T = P \cdot V = k s v^3.$$

Dla płytki Σ będziem mieli podobnież:

$$P = \varphi \cdot \Sigma V_1^2,$$

gdzie V — spółczynnik oporu powietrza przy ruchu płytki płaskiej w kierunku prostopadłym do jej powierzchni, określony na podstawie licznych doświadczeń,

$\varphi = 0{,}08$, zaś V_1 szybkość płytki.

Praca w tym wypadku równa się

$$T = \varphi \cdot \Sigma V_1^3.$$

Więc mamy:

$$P = k\, s\, V^2 \qquad\qquad P = \varphi \cdot \Sigma \cdot V_1^2$$
$$T = k\, s\, V^3 \qquad\qquad T = \varphi \cdot \Sigma\, V_1^3$$

Podnosząc pierwsze równania do 3-ej potęgi a drugie do drugiej i dzieląc drugie przez pierwsze, otrzymamy:

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{k^2\, S^2\, V^6}{k^3\, S^3\, V^6} = \frac{1}{k\, S}, \qquad \frac{T^2}{P^3} = \frac{\varphi^2 \cdot \Sigma^2 \cdot V_1^6}{\varphi^3 \cdot \Sigma^3 \cdot V_1^6} = \frac{1}{\varphi \cdot \Sigma}$$

stąd:

$$\frac{1}{k\, S} = \frac{1}{\varphi \cdot \Sigma} \quad \text{czyli} \quad \frac{k}{\varphi} = \frac{\Sigma}{S} = q.$$

zatem $k = \varphi \cdot q$, rozpatrując tę wartość dla k na wzór

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{1}{k\, S}$$

otrzymamy:

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{1}{\varphi \cdot q \cdot S} \quad \text{stąd} \quad \underline{P^3 = \varphi \cdot q \cdot S\, T^2}$$

Do tych samych wyników dojdziemy, biorąc jakąś powierzchnię S pochyloną pod pewnym dowolnym kątem do kierunku swej szybkości.

Rozkładamy otrzymany w tym wypadku opór powietrza na dwie składowe: pionową H i poziomą F.

$$H = h\, S\, V^2 = P$$
$$F = f \cdot S \cdot V^2$$

h i f są to spółczynniki określone doświadczalnie, zależne od profilu i formy płaszczyzny nośnej oraz od kąta natarcia.

Praca wyrazi się: $T = F \cdot V$

$$\frac{T^2}{P^2} = \frac{f^2 \cdot S^2 \cdot V^6}{h^3 \cdot S^3 \cdot V^6} = \frac{1}{S} \cdot \frac{f^2}{h^3}.$$

ponieważ z drugiej strony dla płytki płaskiej poruszającej się w kierunku prostopadłym do swej powierzchni znaleźliśmy poprzednio:

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{1}{\varphi\, \Sigma}$$

zatem:

$$\frac{1}{S} \cdot \frac{f^2}{h^3} = \frac{1}{\varphi\, \Sigma}$$

podstawiając na miejscu P jego wartość powyżej znalezioną, otrzymamy:

$$\left(\frac{90}{1-wx}\right)^3 = 75^2 \cdot \rho^2 \cdot \varphi \cdot q \cdot x^2 \cdot y^2,$$

stąd:
$$y^2 = \frac{90^3}{75^2 \cdot \rho^2 \cdot \varphi \cdot q} \cdot \frac{1}{x^2(1-wx)^3}.$$

Chodzi teraz o znalezienie takiej wartości x, aby y było minimum,—przyrównując w tym celu pierwszą pochodną tego wyrażenia do zera otrzymamy:

$$2x(1-\pi x)^3 - 3\pi x^2(1-\pi x)^2 = 0$$

$$2-5wx = 0$$

$$x = \frac{5w}{2}$$ — jest to wartość dla x, przy której y — moc niezbędna dla lotu, będzie minimum.

Należy zatem zbudować aparat o powierzchni nośnej

$S = x^2 = \frac{4}{25w^2}$ aby zużywać minimum mocy na utrzymanie go w powietrzu.

Moc potrzebna dla utrzymania takiego aparatu w powietrzu wynosić będzie:

$$y^2 = \frac{90^3 \cdot 5^5 \cdot w^2}{75^2 \cdot \rho^2 \cdot \varphi \cdot q \cdot 2^2 \cdot 3^3} = 3750 \frac{w^2}{\rho^2 \cdot \varphi \cdot q},$$

$$y = \frac{w}{\rho}\sqrt{\frac{3750}{\varphi \cdot q}}.$$

Przy użyciu tej mocy będzie się mógł utrzymywać w powietrzu tylko aparat posiadający powierzchnie nośne w wielkości $s = \frac{4}{25w^2}$; aparat o mniejszej lub o większej powierzchni nośnej będzie musiał zużywać więcej mocy.

Obliczywszy wartość w dla różnych lekkich skrzydeł przyjął p. Sée $w = 0{,}05$ dla najlżejszych aparatów.

Przy $w = 0{,}05$

$$x = \frac{2}{5w} = \frac{2}{5 \cdot 0{,}05} = 8 \qquad s = x^2 = 64\ m^2$$

czyli wynika stąd, że dla aparatów o skrzydłach bardzo lekkich najkorzystniejsza wielkość powierzchni nośnej wynosiłaby 64 m^2. Przy tej wielkości pow. nośnej potrzebne byłoby minimum mocy dla lotu.

Obciążenie na jednostkę powierzchni

$$C = \frac{P}{x^2} = \frac{90}{x^2(1-wx)}$$

$$C = \frac{90}{64(1-0{,}05 \cdot 8)} = 2{,}34\ kg.$$

Tyle też mniej więcej wynosi obciążenie na metr kwadratowy powierzchni nośnej u gołębia, mewy i kani.

Ciężar całkowity

$$P = \frac{90}{1-wx} = \frac{90}{1-0{,}05 \cdot 8} = 150\ kg,$$

w tem waga płatów wynosiłaby:

$$p = w \cdot C \cdot x^3 = 0{,}05 \cdot 2{,}34 \cdot 8^3 = 60\ kg$$

czyli stanowiłaby $^2/_5$ wagi całkowitej.

Chcąc obliczyć moc niezbędną do lotu dla takiego aparatu, założymy:

$\rho = 0{,}6$

$q = 40$ — na podstawie porównania z istniejącymi typami,

przyjmijmy $\varphi = 0{,}08$ — zgodnie z wynikiem doświadczeń,

wówczas:

$$y = \frac{w}{\rho}\sqrt{\frac{3750}{\varphi \cdot q}} = \frac{0{,}05}{0{,}6}\sqrt{\frac{3750}{908 \cdot 40}} = 2{,}86\ \text{K. M.}$$

Moc ta przewyższa nieco siły człowieka, ale jeśli uda się udoskonalić nieco konstrukcję, uzyskując większy spółczynnik wydajności ρ, zmniejszyć wagę każdego metra kwadratowego płatów $\left(\frac{p}{S} = w \cdot C \cdot x\right)$ przez zmniejszenie wartości w, to łatwo możemy dojść do aparatu, na którym człowiek będzie mógł wzlecieć o własnych siłach.

Wystarczy bowiem ρ zwiększyć do 0,7, a w zmniejszyć do 0,04, by otrzymać $y = 2$ K. M., t. j. mocy, jaką człowiek na krótki przeciąg czasu zdolny jest rozwinąć.

(C. d. n.)

skąd: $\frac{1}{\varphi} \cdot \frac{h^3}{f^2} = \frac{\Sigma}{S} = q$ czyli $\frac{f^2}{h^3} = \frac{1}{\varphi \cdot q}$.

Pozostawiając otrzymaną wartość na $\frac{f^2}{h^3}$ w równanie

$$\frac{T^2}{P^3} = \frac{1}{S} \cdot \frac{f^2}{h^3},$$

otrzymamy: $\frac{T^2}{P^3} = \frac{1}{S \cdot \varphi \cdot q}$, skąd $P^3 = \varphi \cdot q \cdot S \cdot T^2$;

jeśli teraz oznaczymy moc przez y, to $T = 75\,y$; oznaczając spółczynnik wydajności mechanizmu pędzącego przez ρ, otrzymamy moc pożyteczną $75\rho \cdot y$,

stąd $P^3 = \varphi \cdot q \cdot S \cdot 72^2 \cdot \rho^2 \cdot y^2$

ponieważ zaś $S = x^2$, więc: $P^3 = 75^2 \cdot \rho^2 \cdot \varphi \cdot q \cdot x^2 \cdot y^2$.

W. ŚWIĄTECKI

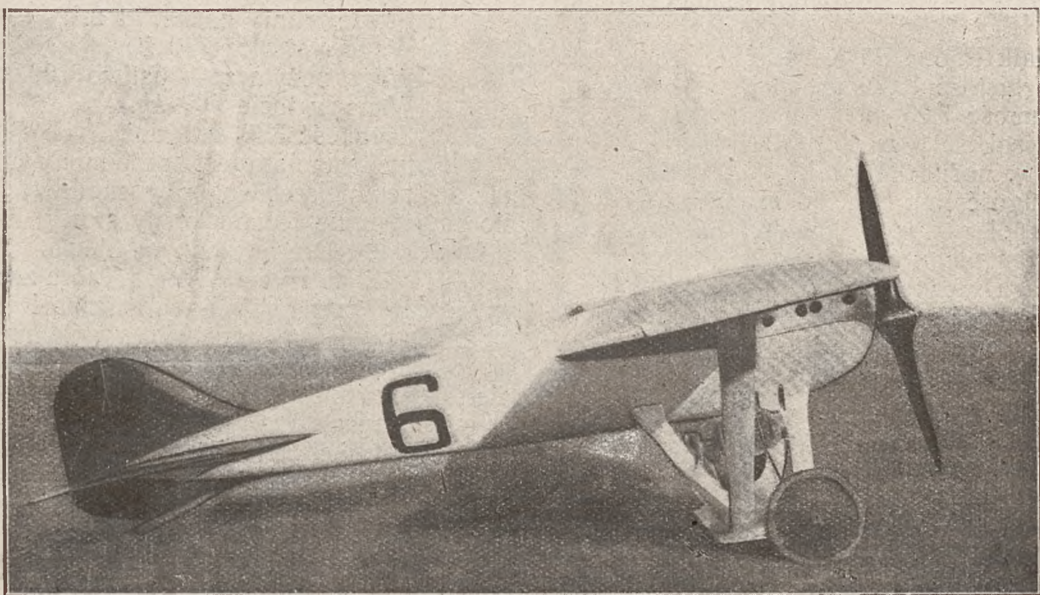
VII Międzynarodowa Wystawa Lotnicza w Paryżu.

(Ciąg dalszy.)

Caudron. Znana również firma „Caudron" mająca jako specjalność budowę samolotów szkolnych, wystawiła stary typ G3, i dwupłatowce C60 z motorem Clerget 130 K. M., służący jako samolot przejściowy.

Szybkość wznoszenia się: na 2000 *m* 7′30″
„ „ „ 3000 *m* 12′35″
„ „ „ 5000 *m* 28′25″

Próby te były robione z pełnym obciążeniem 525 *kg*.



Nieuport Delage.

Farman. Uwagę znawców zwraca wywiadowczy „Farman A_2", ostatnie słowo konstrukcji metalowej.

Zamiast ogólnie stosowanych rur duraluminjowych, kadłub zrobiony jest z profilów kształtu **L**. Daje to ogromną prostotę łączenia fermy, odpadają kosztowne spawane łączniki, forma których bardzo się upraszcza. Pozatem daje się łatwo uaprawiać.

Podłużnice jak i żeberka są również z duraluminjum. Skrzydła pokryte płótnem. Podwozie bardzo niskie. Cały samolot przypomina trochę Salmsona.

Według prób oficjalnie kontrolowanych przez „Service Technique d'Aéronautique", rezultaty prób są następujące:

Szybkość przy ziemi 191 *km*/godz.
„ na 2000 *m* 189,5 „ „
„ „ 3000 *m* 187 „ „
„ „ 5000 *m* 175 „ „

Samolot posiada podwójne sterowanie.

Hanriot. Przystępujemy kolejno do samolotu „Hanriot". Jest to samolot jednomiejscowy, budowany specjalnie na rekord szybkości podczas wyścigów o nagrodę „Deutsch de la Meurthe 1921 r.", a którą otrzymał Sadi Lecointe na samolocie Nieuport.

Monoplan Hanriot jest również zbudowany całkowicie z duraluminjum z wyjątkiem okrycia płaszczyzn które są z płótna. Krótki, gruby, skrzydła bez drutów, 0,65 m^2 powierzchni ma dawać 350 *km*/godz. na wysokości 2000 *m*. Lądowanie jednak na takiej maszynie jest na tyle niebezpieczne, że jak się wyrażali złośliwi, prawdopodobnie zresztą bezpodstawnie, nie było amatora, któryby chciał na niej polecieć. Konstrukor jednakże zapowiada próby na czas powystawowy. Jakie będą wyniki — czas pokaże. Przy takich szybkościach, według mego zdania należałoby już dawać obicia płaszczyzn z blachy aluminjowej, bo najmniejsza

dziurka w płótnie spowoduje rozdarcie. Z tej prawdopodobnie przyczyny zginął niedawno sławny pilot de Romanet, probując nowy jednopłat o podobnej szybkości.

Cechy charakterystyczne:
Silnik Hispano Suiza 300 K. M.
Rozpiętość 6,38 *m*.
Długość 5,71 *m*.
Wysokość 2,40 *m*.
Powierzchnia nośna 7,50 m^2.
Waga płatowca 600 *kg*.
Waga paliwa + pożyteczna 150 *kg*.
Waga w locie 750 *kg*.
Szybkość na 2000 *m* 350 *km*/godz.
Pułap 4000 *m*.

Samolot szkolny Hanriot H. D. 14 przyjęty obecnie narówni z Caudron G3 i Spad 34 w wojskowych szkołach francuskich, posiada cechy następujące:
Silnik Rhône 80 K. M.
Rozpiętość 10,40 *m*.
Długość 7,25 *m*.
Wysokość 3 *m*.
Pow. nośna 34,5 m^2.
Długość lotu 2 g. 30 *m*.
Współczyn. wytrzymałości 8.
Waga płatowca 529 *kg*.
Waga pożyteczna 172 *kg*.
Szybkość maximum 120 *km*/godz.
Szybkość lądowania 70 „ „.
Czas wznoszenia się na 1000 *m* 6'38"
„ „ „ „ 3000 *m* 28'35"

Ulepszeniem jest to, że instruktor może za pomocą przyciśnięcia sprężyny wyłączać ster ucznia wrazie, jeżeli to uzna za potrzebne. Podwozie składa się z 4 kół, posiada łyżwy przeszkadzające kapotowaniu.

Morane-Saulnier. Jednopłatowiec Morane-Saulnier, typu parasol A. R. mało różni się od starego „Parasola“. Posiada tylko zamiast skręcania skrzydeł, lotki. Prócz użytku szkolnego służy jako samolot sportowo-turystyczny.

Morane A. U. typu parasol, jest zbudowany jako próbny. Po wypróbowaniu ma być powiększony odpowiednio i służyć jako wywiadowczy. Skrzydła są grubego profilu, konstrukcja metalowa. Szczegółowych danych brak. Na typie powiększonym postawiony ma być silnik Lorraine Dietrich 400 K. M., przewidywana szybkość 200 *km*/godz.

Jako samoloty mogące się przekształcić na pościgowe przez dodanie kulomiotu, Nieuport wystawił 2 typy.

Nieuport.

1. Dwupłatowiec jednomiejscowy Nieuport-Delage typ 29 C_1, którego cechy charakterystyczne podajemy poniżej, jest przyjęty przez Francuskie Min. Wojny jako typ samolotu pościgowego.
Silnik Hispano Suiza 300 K. M.
Rozpiętość 9,70 *m*.
Długość 6,50 *m*.
Wysokość 2,40 *m*.
Powierzchnia nośna 2684 m^2.
Waga płatowca 761 *kg*.
Waga pożytecz. + paliwo 349 *kg*.
Waga w locie 1100 *kg*.
Szybkość na 2000 *m* 236 *km*/godz.
Pułap 8500 *m*.

2. Jednopłatowiec (półtorapłaszczyznowiec) Nieuport Delage który, pilotowany przez Sadi Leconte, wziął rekord szybkości podczas wyścigów o nagrodę Deutsch de la Meurthe w 1921 r. osiągnąwszy szybkość 330 *km* 276 na godzinę.

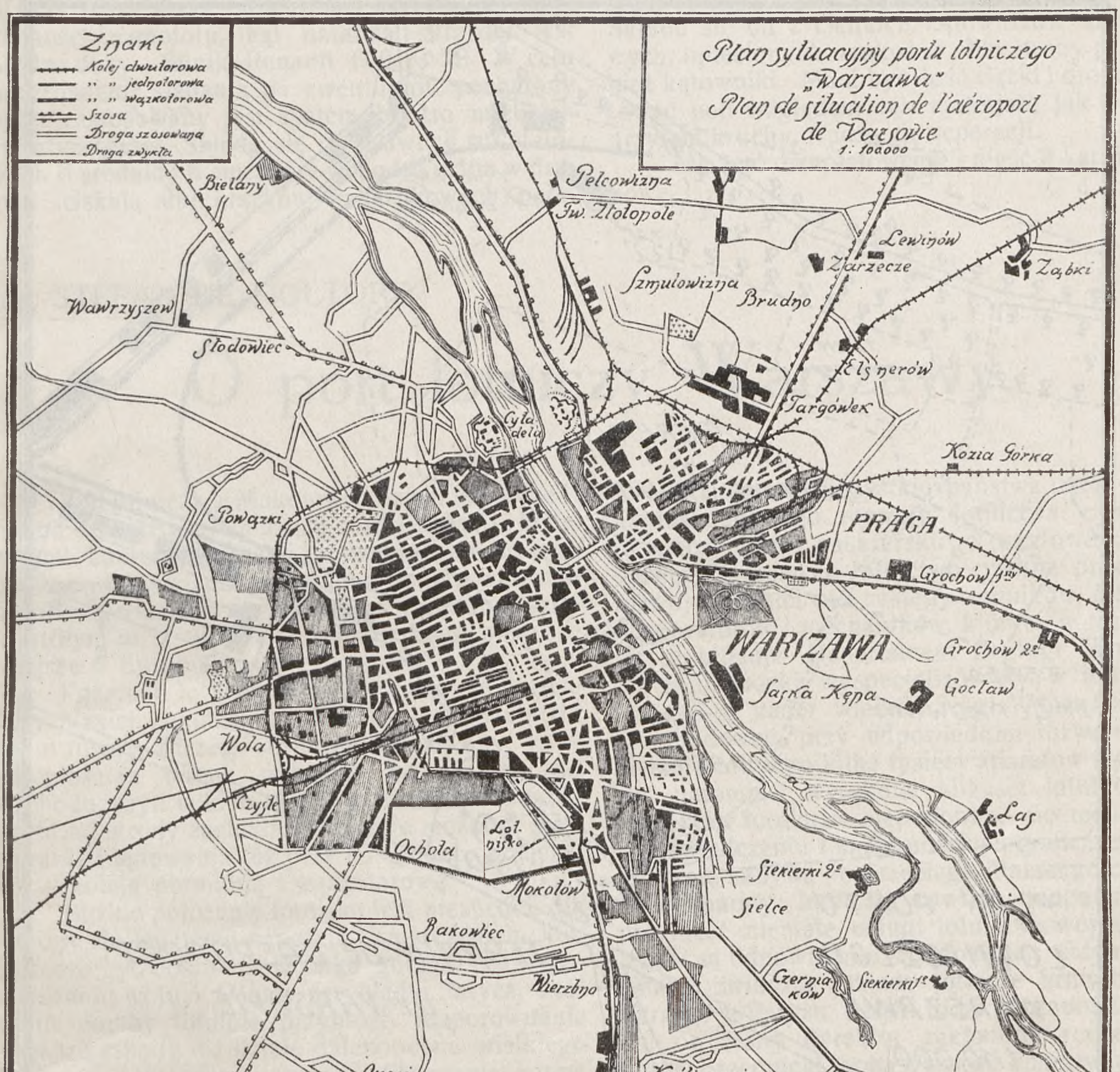
Cechy charakterystyczne.
Rozpiętość 8 *m*.
Długość 6,10 *m*.
Wysokość 2 *m*.
Powierzchnia nośna 20 m^2.
Waga płatowca 740 *kg*.
Waga pożytecz. + paliwo 100 *kg*.
Waga w locie 900 *kg*.
Szybkość 330 *km*/godz,

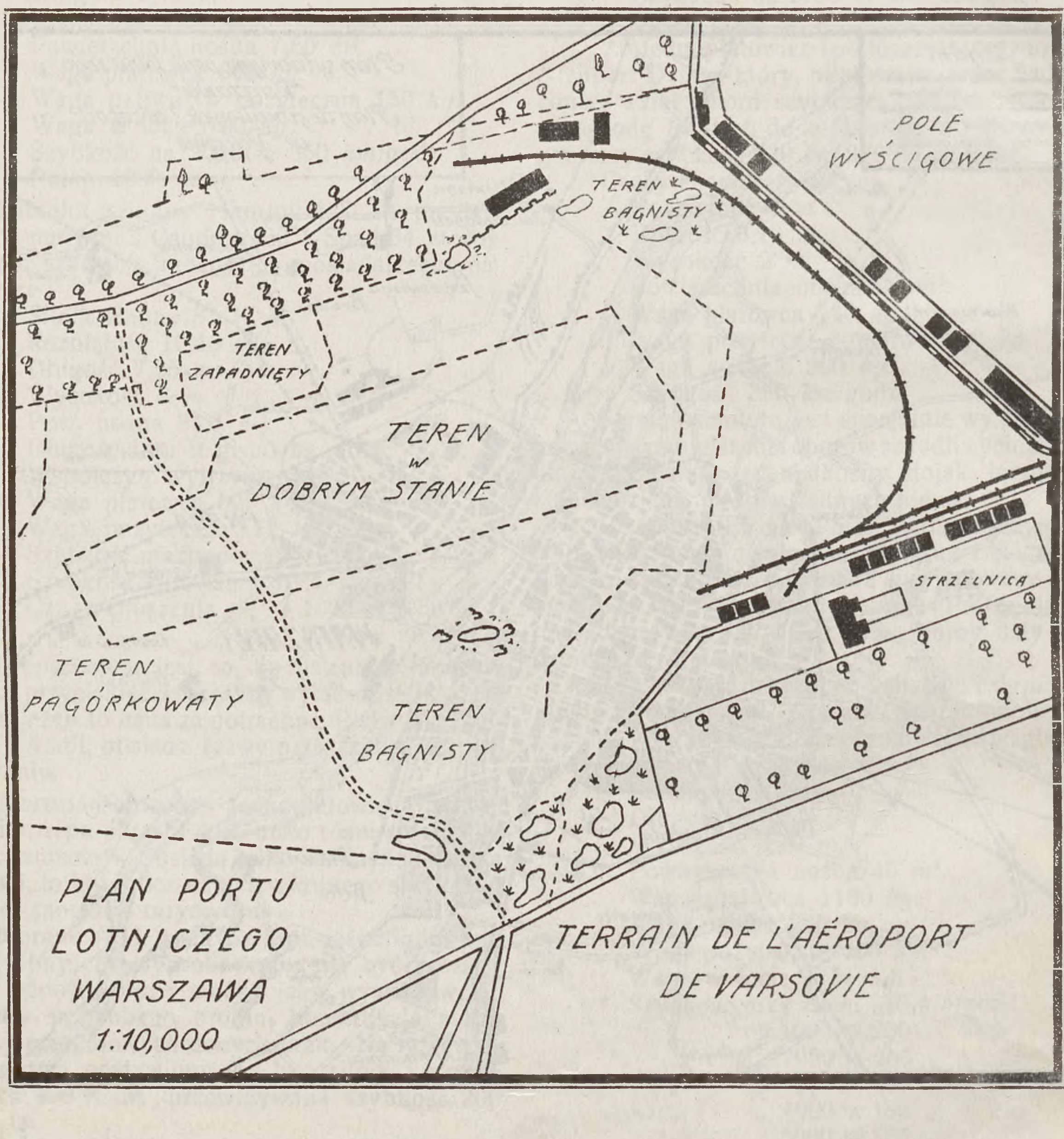
Forma samolotu jest specjalnie wystudjowana w celu zmniejszenia oporów szkodliwych. Skrzydło podtrzymuje jeden ukośny stojak, łączący je z podwoziem. Drutów żadnych niema.

H. Poter. Firma „Potez“, która zaczyna się wyróżniać przez swoją ekonomiczną i elegancką budowę samolotów, wystawiła wywiadowczy dwupłatowiec typ XV, dwumiejscowy. Próby oficjalnie przeprowadzone przez Min. Wojny dały bardzo dobre rezultaty.

Konstrukcja mieszana — drzewo i duraluminjum, lecz przeważa drzewo. Aparat bardzo sumiennie wystudjowany, szczególniej pod względem łatwej naprawy i demontowania.
Rozpiętość 12 *m*.
Długość 8,40 *m*.
Wysokość 3,10 *m*.
Powierzchnia nośna 45 m^2.
Waga płatowca 1100 *kg*.
Waga paliwa 255 *kg*.
Waga pożyteczna 400 *kg*.
Waga w locie 1755 *kg*.
Szybkość przy ziemi 210 *km*/godz.
„ na 1000 *m* 205 „ „
„ „ 2000 *m* 200 „ „
„ „ 3000 *m* 195 „ „
„ „ 4000 *m* 189 „ „
„ „ 5000 *m* 180 „ „
Szybkość wznoszenia się na 1000 *m* 3'30"
„ „ „ „ 2000 *m* 7'30"
„ „ „ „ 3000 *m* 13'
„ „ „ „ 4000 *m* 20'
„ „ „ „ 5000 *m* 29'
Pułap 6200 *m*.

Levasseur. Samolot „Levasseur“ ma służyć jako samolot wznoszący się i lądujący na pokład pancernika. Niesie on jedną normalną minę mor-


Plan sytuacyjny portu lotniczego
„Warszawa"
Plan de situation de l'aéroport
de Varsovie
1: 100000
Znaki
Kolej dwutorowa
" " jednotorowa
" " wązkotorowa
Szosa
Droga szosowana
Droga zwykła
Bielany
Pelcowizna
Św. Złotopole
Wawrzyszew
Słodowiec
Szmulowizna
Brudno
Zarzecze
Lewinów
Ząbki
Elsnerów
Targówek
Cytadela
Kozia Górka
Powązki
PRAGA
Grochów 1-y
WARSZAWA
Grochów 2-e
Saska Kępa
Gocław
Wola
Czyste
Lotnisko
Ochota
Las
Siekierki 2-e
Mokotów
Sielce
Rakowiec
Czerniaków
Siekierki 1-e
Wierzbno
Okęcie
Królikarnia


POLE WYŚCIGOWE
TEREN BAGNISTY
TEREN ZAPADNIĘTY
TEREN W DOBRYM STANIE
STRZELNICA
TEREN PAGÓRKOWATY
TEREN BAGNISTY
PLAN PORTU LOTNICZEGO WARSZAWA 1:10,000
TERRAIN DE L'AÉROPORT DE VARSOVIE

ską, wagi 800 *kg.*, pod kadłubem, którą zrzuca w pobliżu upatrzonego celu, i która kierowana jest za pomocą radjotelegrafu.

Konstrukcja mieszana: przednia część kadłuba z rur stalowych, tylna—z drzewa, skrzydła mogą się składać w tył. Złożony zajmuje bardzo mało miejsca, bo tylko 5,20 *m*×15 *m*. Szybkość posiada 180 *km*/kodz. Szybkość lądowania 60 *km*/godz. W celu osiągnięcia takiej małej szybkości i dużej nośności samolotu, kąt natarcia skrzydeł jest bardzo duży. Silnik Renault 600 K. M. W celu umożliwienia siadania na ewentualnie pochylony okręt, zastosowany jest system bardzo miękkich amortyzatorów. Składa się on z dwuch rur stalowych o średnicy 6 *cm*, które wchodzą jedna w drugą i ściskają słup krążków (kauczukowych) przekładanych dla uniknięcia zlepiania się blaszkami mosiężnemi. System, który jest ostatnim słowem techniki podwozia, jest zastosowany i w samolocie Poteza i podobno daje doskonałe rezultaty.

Latécoère. Firma „Latécoére" wystawiła kadłub samolotu L. A. F. 6 przeznaczonego do bombardowania. Konstrukcja wyłącznie aluminjowa, takież pokrycie skrzydeł i kadłuba. Nie powiem jednak abym się zachwycał konstrukcją kadłuba. Składa się on z cienkich kątowników aluminjowych, oplecionych naukos w obie strony przez takież kątowniki. Musi być dość ciężki i drogo kosztować pod względem tak materjału jak i pracy, przytem kruchy, trudny do reperacji.

Ma być dwupłatowcem i nieść 3 kar. maszynowe. (C. d. n.)

Inż. STEFAN DE HOLTORF

O port lotniczy Warszawy

Port lotniczy w Mokotowie, dzięki bezpośredniemu sąsiedztwu z miastem oraz arterjami i bocznicami komunikacyjnemi prowadzącemi do jego centrum, odpowiada wybornie z punktu widzenia położenia wszelkim wymaganym warunkom dzięki którym m. st. Warszawa zajmuje bodaj pierwsze miejsce w Europie.

Pozatem lotnisko w Mokotowie ma wiele innych zalet, wyliczę tu tylko ważniejsze z nich: grunt równy, z trzech stron niezabudowany, równoległościan terenu położony od zachodu do wschodu, czyli w kierunku wiatrów, zabudowania portu od strony zachodniej co daje możność startowania i lądowania tuż przy hangarach, połączenie z koleją normalną i wązkotorową.

Blizkie położenie lotniska jest niezbędne dla obrony stolicy przed napaścią i zniszczeniem, które może być dokonane w kilka godzin po wypowiedzeniu wojny. (Mamy przykład z Paryża, któremu bomby lotnicze przyniosły nieporównanie większe szkody niż działo dalekonośne wielkiego kalibru) z tej więc przyczyny Warszawa winna mieć przynajmniej jedno lotnisko w granicach miasta, oraz wiele innych w pobliżu.

W interesie Państwa wogóle a miast w szczególności leży jaknajwiększy rozwój lotnictwa wojskowego, które w razie wojny z jednej strony daje możność błyskawicznej napaści na kraj nieprzyjacielski, zniszczenie zakładów przemysłowych, wszelkich arterji komunikacji lądowych i wodnych, oraz miast i osad, co wpływa demoralizująco na ludność, z drugiej zaś do skutecznej obrony kraju i miast przeciwko podobnej napaści.

Dlatego też wszystkie państwa dążą do jaknajdoskonalszego rozwoju lotnictwa cywilnego to znaczy, ruchu pasażerskiego pocztowego i handlowego; ponieważ lotnictwo cywilne przy swym rozwoju kształci całe zastępy techników, lotników, obserwatorów i mechaników, których w razie wojny mobilizuje Departament Żeglugi Wojennej. Materjał ludzki wyspecjalizowany w lotnictwie, jest rzeczą nader wielkiej wagi. Można zakupić lub zbudować, przy odpowiednim rozwoju przemysłu lotniczego kilka tysięcy aparatów tygodniowo, natomiast wyszkolić kilkaset lotników lub techników lotnictwa niepodobna, nie mówiąc już o doświadczeniu i znajomości geograficznej kraju, które się nabywa po przeciągu dłuższego czasu.

Aparaty lotnicze cywilne mogą również przynieść niemałe usługi lotnictwu wojskowemu jeżeli są odpowiednio zbudowane. Gdym poraz ostatni zwiedzał zakłady lotnicze firmy H. i M. Farman w Paryżu, a było to na początku 1920 roku, ówczesny dyrektor zakładów, rodak nasz, p. inż. Srzednicki pokazywał mi aparaty typu powojennego zbudowane dla ruchu pasażerskiego i pocztowego, które w przeciągu dwóch godzin można przekształcić na aparaty wojenne służące do bombardowania, służby wywiadowczej i t. p. Aparaty te zostały zbudowane w sposób specjalny, tak że przewidziano w nich miejsca na karabiny maszynowe, umocowanie bomb, aparatów fotograficznych oraz innych akcesorjów niezbędnych dla lotników wojennych.

Z powyższych więc przyczyn Niemcy, którym ograniczono lotnictwo wojskowe rozwijają

z wielką energją i nakładem kapitału olbrzymią flotę lotnictwa cywilnego, które w każdej chwili może być przystosowane do potrzeb wojskowych i w razie wojny odda mu niepomierne usługi.

Lecz aby rozwijać lotnictwo cywilne, należy przedewszystkiem dbać o odpowiednie położenia i urządzenie lotnisk, gdyż nawet kilka kilometrów większej odległości oraz źle urządzone arterje i środki komunikacyjne z centrum miast, ogromnie ujemnie wpływają na wydajność i rozkwit ruchu pasażerskiego, o czem świadczą liczne przykłady z praktyki zagranicznej.

Port lotniczy w Mokotowie posiada wszystkie zalety dla zadośćuczynienia potrzebom ruchu pasażerskiego. Miasto dążąc do swej rozbudowy i regulacji nie powinno o tem zapomnieć. Koniecznem jest by czynniki miarodajnie stanęły z całą stanowczością i energją w obronie Mokotowa.

Jeżeli skasowanie portu w Mokotowie okazałoby się niezbędnem – co przyniesie wielką krzywdę lotnictwu, a zatem całemu społeczeństwu i Państwu - koniecznem będzie stworzenie nowego lotniska, jak najbliżej centrum miasta, które choć w pewnym stopniu winno odpowiadać doskonałym warunkom położenia obecnego portu — jeżeli nie chcemy spowodować zagłady lotnictwa polskiego.

Lotnictwo w Japonji

Japonja stworzyła w czasie wojny lotnictwo swoje na wzór innych państw, organizując korpus lotniczy oraz przemysł niezbędny do jego zaopatrzenia. Przy szkole lotniczej w Nippon po Hawadą w blizkości Tokio — budowano płatowce wzorowane na amerykańskich. W lecie 1916 roku ukończyło tę szkołę 11 pilotów latających na wybudowanych tam dwupłatach Graham-White. 10 młodszych uczni wykonało w tym samym czasie 305 lotów i jeden lot pokazowy z pasażerami. Ażeby cywilną publiczność japońską pouczyć o lotnictwie przy powyższych kursach zorganizowano luźne i popularne wykłady dla szerszych mas. Z istniejących obecnie w Japonji urządzeń lotniczych wymienić należy:

1) Szkołę pilotażu w Gufu (Gagami-ga-Hara) kierowaną przez kapitana armji francuskiej Lefebvre'a. Szkoła ta licząca, 12 francuskich instuktorów, przygotowuje pilotów bojowych na szybkich płatowcach, ucząc ich zarazem taktyki walki powietrznej.

2) W Jatsukaido istnieje szkoła obserwatorów, kierowaną prze kapitana Fleury oraz 9 oficerów obserwatorów z armji francuskiej.

Szkoła ta obejmuje pełny kurs obserwacji lotniczej, korygowanie artylerji, fotografję i radjo. Do dzisiejszego czasu wypuszczono z niej dwie grupy uczniów: pierwsza licząca 10 oficerów i drugą 20 oficerów i 24 podoficerów.

3) W Arai Machi zorganizowana jest specjalna szkoła strzelania, przeznaczona dla lotników i prowadzona z wielką starannością. W szkole tej odbywają się nader staranne wykłady i ćwiczenia z balistyki lotniczej, oraz nauki o broni.

4) W Hamamatzu istnieje specjalna szkoła miotania bomb. Na czele jej stoi kapitan Virin.

Przemysł lotniczy nie zbyt rozwinął się w Japonji. Na pierwszym planie znajdują się wojskowe warsztaty lotnicze w Tokoroyawa pod Tokjo. Znajduje się tu zarazem oddział wojsk balonowych, złożony z balonów na uwięzi, służących do obserwacji i korygowania celności artylerji.

Wyrób silników odbywa się w fabryce d'Atsuta pod kierunkiem kapitanów Josset i Gonrard.

Po za wojskowemi — istnieją w Japonji i fabryki prywatne „Kawasaki Dockyard Co" pod Kobe, która jest największa i dwie mniejsze: dr. Kishi, w Akabane pod Tokio i kapitana Nakaima w Takasaki okręg Gumma, oraz wytwórnia samolotów pod firmą „Itoh". Wyszły już pierwsze płatowce tej firmy. Są to samoloty dwuosobowe budowane według planów japońskiego inżyniera Mr. Suga Ki Rozpiętość płatów japońskiego aeroplanu wynosi 9,44 m, a szerokość 1 m. 37 cm., długość płatowca 6 m. 65 cm., płaszczyzna nożna 23 m^2. waga aparatu 740 kg. Silnik rotacyjny typu Clerget pędzi dwuramienne śmigło, które nadaje płatowcowi szybkość 150 kilometrów na godzinę.

Płatowiec unosi wagi użytecznej 250 kg.

Podczas krajowego konkursu na wysokość aparatami tej firmy pilot M. Y. Gotoh pobił rekord wzbijając się na 5000 metrów. Oczywiście że wyniki te zdają się nikłymi wobec ostatniego światowego rekordu na wysokość (11.000 m.) są one dla Japonji poważnym sukcesem.

Oguri A 2 — to dwupłatowiec japoński zbudowany Oguri Engineering Co w Kanoa, Tokio. Zewnętrznie jest to najzwyklejszy typ dwupłatowca, o skrzydłach prostych, jednakowych i normalnem podwozi. Również Japonja nie posiada oryginalnych silników, przeto Oguri zaopatrzony jest w silnik Hispang Suiza 180 K. M.

Rozpiętość płatów wynosi 8,7 *m*
Głębokość „ „ 1,4 „
Odstęp „ „ 1,5 „
Długość całkowita . . 7. „
Powierzchnia nośna . . 30 m^2.
Ciężar własny . . . . 0,76 tonn
„ w locie . . . . 0,95 „
Obciążenie płatów . . 3,6 *kg/m*
„ silnika . . 5,28 *kg*/k. m.
Szybkość lotu . . . . 80—160 *km*/godz
Wznośność 3 kilometry w 10 minut.

Mimo tego iż płatowiec ten nic nadzwyczajnego nie przedstawia japończycy są dumni z własnego aparatu.

Silniki budują z fabryk prywatnych: warsztaty Mitsubishi Co w Nagoya oraz wymienione już „Kawasaki Dockyard Co".

Fabryk sterowców Japonja nie posiada wcale.

W celu popierania lotnictwa utworzono w Japonji dwa związki, mianowicie Kokomin Hiko Kyokai i Tei koku Hiko Kyokai—z siedzibą obydwa w Tokio. Związki te połączono obecnie w jeden, w celu skoordynowania i zwiększenia wysiłków.

Pierwszy z wspomnianych związków pobudził do życia dwa czasopisma lotnicze: „Kokumin Hiko"—przeznaczone dla starszego społeczeństwa i „Shonen Hiko„—dla młodzieży szkolnej. Poczta lotnicza zorganizowana jest w Japonji pomiędzy Tokio i Osaka. Od 29 lipca r. z. czynne jest również połączenie wodnopłatowcowe między Sokosuka i Tsukidji (Tokio). Budżet lotniczy japoński i na rok 1920 wynosił 250 miljonów jenów.

Dnia 21 kwietnia na wojskowym lotnisku w Toorozawa odbyła się wystawa wojennych płatowców niemieckich 24 różnych typów.

Warsztaty lotnicze w Mosalishi zakupiły teren obok wojskowego lotniska w Kagami gahara, —warsztaty Kawasaka z Kobe przenoszą sfę również w okolicę tegoż lotniska.

Urząd lotnictwa w Japonji przyznał nagrodę od 2—3 tys. jen za prace nad lotnictwem p. Nakajima, p. Shirato, p. Inagaki i p. Itoch.

Na ostatnim konkursie zorganizowanym przez japońskie Biuro Lotnictwa Cywilnego na przestrzeni 650 kilometrów, pierwszą nagrody za lot pocztowy uzyskał japończyk Ishi Bashi aparacie francuskim Spad 220 k. m. z przepisowymi przystankami, następny aparat japoński odbył ten tor w 4 godz. 25 min.

Dzięki umiejętnej współpracy rządu i przemysłowców oraz wielkiemu zainteresowaniu społeczeństwa lotnictwo japońskie rozwija się szybkimi krokami.

Nip.

Śmigło Parkera o zmiennym skoku

Jeden z podstawowych punktów zagadnienia lotu na dużych wysokościach, stanowi śmigło o zmiennym skoku—dostosowującym się do warunków atmosferycznych (gęstości powietrza).

Takie właśnie śmigło, dające praktycznie dobre wyniki zbudował Billy Parker w Stanach Zjednoczonych. Rozwiązanie konstrukcji śmigła zajęło mu sześć lat.

Najważniejszym plusem śmigła Parkera jest jego automatyczne działanie: ze zmianą liczby obrotów silnika na różnych wysokościach—skok śmigła — odpowiadający warunkom nastawia się samoczynnie. Skok wzrasta ze zwiększeniem się liczby obrotów, a zmniejsza przy zwalnianiu silnika w celu lądowania.

Doświadczenia dokonywane na płatowcach w ciągu dwuch lat wykazały zalety śmigieł Parkera również i co do ich lekkości—przy zachowaniu wystarczającej wytrzymałości.

Śmigła są dostosowane nawet do szybkości 300 lub 400 mil na godzinę i wysokości lotu 9000 lub 10 000 metrów.

Dla przykładu podajemy niżej wyniki uzyskane przy użyciu śmigła Parkera na aparacie Demey A. J. Scout,

o rozpiętości płatów 11,125 *m*
z silnikiem Curtissa.

Stosując śmigło Curtisa $D = 5000$; $2,44 \times 1,60$ uzyskano szybkość maksymalną 138 *km*/godz.
„ wznoszenia 125 *m*/min.
pułap . . . . . 4267 *m*.

W wypadku zaopatrzenia tegoż aparatu w śmigło Parkera o wadze 28,086 *kg* — długości maksymalnej 2,488 i minimalnej 2,438 *m*—skoku 2,66 do 1,066 *m*
szybkość maksymalna wzrosła do 190 *km*/godz.
„ wznoszenia „ „ 219.450 *m*/min.
pułap doszedł do . . . . . 5030 *m*.

W ten sposób zwiększono bardzo znacznie wszystkie wyniki aerodynamiczne płatowca — nie

zmieniając mocy napędowej ani liczby obrotów śmigła, lecz dostosowując jego skok do tej zmiennej liczby obrotów.

Konstrukcja Parkera polega na budowie śmigła z trzech części:

1) 2-ch śmig, zaopatrzonych w odpowiednie prowadzenie śrubowe i

2) piasty z mechanizmem obracającym śmigi a przez to zmieniającym ich długość i kąt natarcia.

Śmigłowiec Petroczy

Prasa doniosła ostatnio o próbach ze śmigłowcem Petroczy, dokonywanych przez angielskie Air Ministry w Farnborough. Jest to aparat zbudowany przez Stefana Petroczy, byłego oficera austrjackich wojsk lotniczych, obecnie jednego z kierowników lotnictwa węgierskiego. Śmigłowiec Petroczy zbudowany został jeszcze w czasie wojny, przy pomocy prof. Karmana.

Początkowe próby prowadzono na modelu wagi 30 *kg*, zaopatrzonym w 5-konny silnik na sprężonym powietrzu.

W dalszych próbach ze śmigłowcem naturalnej wielkości zastanawiano się nad dobrem silnika: wypróbowano zastosowanie lekkiego elektrycznego silnika zasilanego prądem doprowadzonym z ziemi po przewodniku—oraz zwykłego silnika lotniczego.

Aparat z napędem elektrycznym, zastosowanym zamiast lekkiego silnika, utrzymał się w powietrzu w ciągu pół godziny. Aparat ten ważył 650 *kg*, silnik ważący 195 *kg* rozwijał moc 225k. m. Śmigłowiec Petroczy może unieść ciężar trzech ludzi. Śmigłowiec zaopatrzony w silnik benzynowy wykazał wyniki konkretniejsze. Usztywnienie stanowiły 3 ramiona z rur stalowych, na których umocowane były na każdym — 120-konny silnik wirujący Le Rhône.

Na środkowym drążku (pionowa oś aparatu) osadzone były dwa długie śmigła, obracające się w przeciwne strony, poruszone z pomocą przekładni z kół stożkowych. Śmigło posiada długość około 6 *m* i wykonywa prawie 600 obrotów na minutę z pełną szybkością.

W celu uzyskania łagodnego lądowania — każde z ramion oraz usztywnienie środkowe posiadają od dołu balony gumowe, służące za pochłaniacze wstrząśnień.

Ponad śmigłami znajduje się cylindryczny kosz dla pomieszczenia obserwatora i strzelców oraz regulacja napędu i sprzęgła do włączania śmigieł.

W razie lądowania śmigłowiec roztwierał wielki spadochron o powierzchni 250 m^2. Spadochron działał nietylko na skutek otworzenia go przez pilota, lecz również otwierał się samoczynnie przy zbyt szybkim opuszczaniu śmigłowca, będąc związanym ze zwolnieniem obrotów śmigieł.

Jako taki aparat spadochronowy, śmigłowiec opuszcza się na ziemię bez udziału śmigieł. Z chwilą gdy silniki rozwijaję pełną moc, winda się zwalnia i śmigłowiec unosi.

Całkowity ciężar aparatu opisanego, wraz z zapasem paliwa na 1-godzinny lot, z załogą i ładunkami do karabinów maszynowych—dochodzi do 1300 *kg*.

Siła podnośna, rozwijana przez śmigła dochodzi do 1800 *kg*. Próby wzniesienia się i stateczności dały dobre wyniki w godzinnym locie. W czasie jednej z takich prób śmigłowiec zatoczył nad ziemią koło o promieniu 50 *m*.

Aparat unosił się na wysokości 50 *m* ponad ziemią, podczas wiatru wiejącego z szybkością 8 *m* na sekundę. Próby prowadzone pod kontrolą oficjalnej komisji, protokułującej wyniki.

Szybkość lądowania przy ziemi, zmniejszono przez puszczanie w ruch śmigieł.

Stateczność śmigłowca jest znaczna, dzięki pionowo osiowemu umieszczeniu śmigieł, dających momenty obrotowe w płaszczyźnie poziomej. Aparat taki nadaje się bardzo dobrze do korygowania celności artyleryjskiej.

Próby nad udoskonaleniem aparatu prowadzi wynalazca w dalszym ciągu, i spodziewać się należy, że nowy ten środek lokomocji powietrznej zajmie niedługo odpowiednie miejsce wśród apalatów lotniczych.

DZIAŁ SAMOCHODOWY

Samochód śmigłowy

W ostatnim Paryskim Salonie Samochodowym ogólną uwagę publiczności zwracał nowy model samochodu śmigłowego (t. zw. po francusku „Helica").

Aparat ten ukazał się już rok temu na ulicach Paryża, budząc wielkie zaciekawienie przechodniów.

Zarówno wygląd zewnętrzny jak i budowa są nader oryginalne.

Miałem możność osobiście uczestniczyć przy jego próbie, która okazała się nader dodatnią, aparat startuje doskonale, nabiera nader prędko szybkości, jest bardzo łatwy do prowadzenia, zarówno na pochyłościach jak i na zakrętach, a nawet w tak ruchliwym środowisku, jakiem jest stolica Francji doskonale rywalizuje ze zwykłymi samochodami.

Ponadto jest bardzo przyjemnym dla otoczenia, jest nader cichy (prawie go nie słychać gdy przejeżdża) oraz nie powoduje kurzu, o co początkowo się obawiano.

Przejdźmy teraz do budowy samej maszyny.

Kształt tego samochodu śmigłowego jest podobny do wydłużonego jaja (forme ovoïde), zastosowanie tej formy ma wielkie znaczenie, ponieważ daje minimalny opór powietrza przy posuwaniu się naprzód i nie powoduje wirów. Szkielet karoserji składa się z 4 podłużników połączonych między sobą krzyżownicami — w sposób podobny do nadłuków samolotów — z prawej strony posiada drzwiczki, przez które ma się dostęp do 2 miejsc w tandemie (jedno za drugiem). Z tyłu pozostające miejsce zostało zużyte na kufer bagażowy, skrzynkę z narzędziami i t. p.

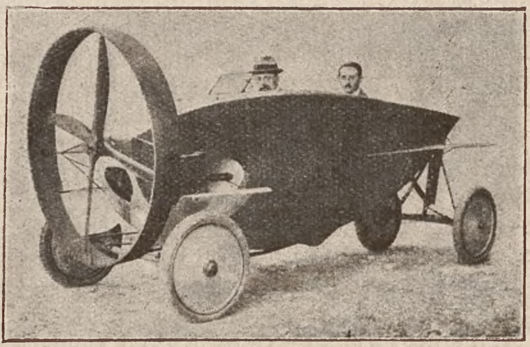
Cała karoserja jest przykręcona kilkoma śrubami do bloku podwozia stanowiącego część mechaniczną wozu. Wóz spoczywa na *czterech kołach* typu specjalnego zwanego „Cri-Cri" t. j. obręcz stalowa koła jest połączoną z częścią środkową (buksem), dwoma tarczami z aluminium. Koła te są nader lekkie i trwałe. Wymiary *pneumatyków* są typu motocyklowego 650×65 mm.

Błotniki z blachy stalowej, ustawione pionowo dają minimalny opór przy poruszaniu się wozu.

Silnik dwucylindrowy w kształcie V ochładzany przez prąd powietrza spowodowany śmigłem i ruchem samochodu, wymiary cyl. 82 × 90 mm., objętość około 1,093 litra, moc 8 HP przy 1.200 obrotach na minutę.

Śmigło czterośmigowe, umocowane na wale korbowym silnika, jest z drzewa, przyczem końce śmig są wzmocnione blachą miedzianą. Wymiar śmigła jest 1 m. 40 cm.

Śmigło, jak to widać na ilustracji, jest dla bezpieczeństwa otoczone obręczą drewnianą, której średnica równa się szerokości wozu na przedzie. Obręcz z przodu jest pokryta siatką żelazną, która wprawdzie powoduje pewien opór, lecz uniemożliwia wszelki wypadek.



Uruchomienie silnika odbywa się za pomocą *starteru* specjalnego, nader prostej budowy; jest to zwykły bęben osadzony na wale motoru na który automatycznie nawija się linka, wystarczy więc tylko za nią pociągnąć by spowodować ruch silnika.

Kierownik działa na tylne koła samochodu, za pomocą krążka, łańcucha i linek stalowych o średnicy 5 mm., jak widzimy i tu system lotniczy został zastosowany.

Hamulec działa na koła przednie i silnik, jest on zwykłego systemu o szczękach aluminjowych o średnicy 200 mm.

Zawieszenie zostało zrealizowane z przodu resorami w rodzaju „Cantilever", z tyłu zaś przez jeden resor „sprężynowy" umieszczony w cylindrze napełnionym smarem.

Samochód ten który nie posiada ani sprzęgła, ani zmiany biegów, ani różniczkowca, waży zaledwie około 225 kilo. Rozstawienie kół przednich jest 1 m. 40, tyle co średnica śmigła, tylnych zaś kół tylko 1 m., odległość między kołami tylnemi i przedniemi 2 m. 95. Szybkość wozu jest 80 mil/godz.; zużycie paliwa 5 litrów benzyny na 100 kilometrów.

Z powyższych więc zalet wynika, że „Helica" ma wielką przyszłość przed sobą, nie tylko w celach sportowych, lecz i przy zastosowaniu w życiu praktycznym, specjalnie zaś w kolonjach.

Inż. *St. B. de Holtorf.*

Kronika Polska

Próba ulepszenia spadochronu oraz jego zastosowania w szczególny sposób do płatowców

(Steb.) W 1921 r. przy poparciu Departamentu IV. Żeglugi Powietrznej M. S. Wojsk. wykonał p. Knake-Zawadzki próby nad ulepszeniem spadochronów oraz wysunął swój projekt zastosować ulepszone przez niego spadochrony w szczególny sposób do płatowców, celem dania możności pilotom lub obserwatorom opuścić w razie wypadku w powietrzu płatowiec i uratować swe życie. P. Knake-Zawadzki przerobił w Centralnych Zakładach Aerostatycznych w Jabłonnie normalnie stosowany w kompanjach balonów uwięźnych francuski spadochron jednoosobowy systemu Juchmès'a o powierzchni nośnej 85 m^2, usuwając pewne części i wstawiając natomiast do tego spadochronu specjalne sprężyny metalowe. Dzięki złado wi tych sprężyn udało się p. Knake Zawadzkiemu osiągnąć to, że przerobiony wedle jego projektu spadochron Juchmès'a rozwijał się zupełnie nie po 3 — 4 sekundach swobodnego padania lecz znacznie wcześniej bo średnio po upływie dwuch sekund. Podobna na pozór nieznaczna różnica ma znaczenie bardzo już poważne, albowiem znacznie oszczędza dla spadającego lotnika czas przykrych i niebezpiecznych chwil swobodnego spadania przed rozwinięciem się spadochronu; daje to również możność skakania na spadochronie z mniejszej wysokości bez obawy silnego uderzenia przy lądowaniu. Kilkakrotne próby spadochronu przerobione przez p. Knake-Zawadzkiego odbyły się w lipcu — sierpniu 1921 r. z balonu uwięźnego na placu strzelniczym artylerji w Rembertowie. Próby robiono wyrzucając na spadochronie worki z piaskiem ogólnej wagi człowieka. Wszystkie próby dały zupełnie dobre wyniki, jednak dla ostatecznego i zupełnego ocenienia wartości projektu p. Knake-Zawadzkiego należałoby wykonać znaczą liczbę podobnych z różnej wysokości z różnem obciążeniem oraz przy różnych warunkach atmosferycznych. P. Knake Zawadzki posiada ponadto ciekawy projekt zastosowania swego spadochronu w sposób szczególny dla płatowców. Zasadniczą myślą jest tu takie urządzenie, któreby dało możność w razie wypadku z płatowcem podczas lotu pilotowi i obserwatorowi opuścić płatowiec nie wyskakując zeń w przestrzeń lecz dzięki samoczynnemu wyciągnięciu ich przez spadochron podczas gwałtownego spadania w dół płatowca. Miałoby to poważne znaczenie praktyczne oraz moralne dla lotników albowiem: a) nieraz trudno jest faktycznie wyskoczyć z gwałtownie spadającego w dół płatowca podczas wypadku, b) można chwilowo stracić orjentację i wyskoczyć zapóźno, c) skok z własnej woli w przestrzeń jest trudnym normalnie do wykonania. Myśl przewodnia podobnego projektu jest technicznie prostą, a więc zapewne możliwą do uskutecznienia. Chodzi tu tylko o zrobienie odpowiednich prób, o co się stara p. Knake-Zawadzki w Depart. IV. Żegl. Pow. M. S. Wojsk. Gdyby próby w tym kierunku dały dobre wyniki, wynalazek p. Knake-Zawadzkiego miałby bardzo poważną wartość i mógł przynieść zczasem dużą korzyść dla lotnictwa wogóle.

Biuletyn Aero-Klubu Polski (Warszawa)

Adres sekretarjatu: Aleje Ujazdowskie 37 m. 9, telef. 249-02.

Francuski konkurs szybowców

Dodatnie wyniki ostatniego niemieckiego konkursu lotniczego w Rhön, który był wyłącznie poświęcony lotom żaglowym, zbudziły nanowo zainteresowanie kół lotniczych.

We Francji odbył się 26 i 27 listopada b. r. kongres w Paryżu, na którym omawiano warunki przyszłego francuskiego konkursu lotów żaglowych. Konkurs sam odbędzie się 6 do 20 lipca 1922 r. Organizatorem konkursu jest A. F. A. (Association Française Aérienne). Podobne wiadomości dochodzą z Anglji i Ameryki.

Nowy rekord szybkości w lotnictwie

($316^1/_2$ *km* na godzinę).

D. 19 grudnia został w Anglji pobity oficjalny rekord wszechświatowy największej szybkości o $3^1/_2$ *km* na godzinę. Pobił go T. H. James na dwupłacie „Gloucestershire Mars I“ (zwanym także popularnie „Bamel“) o 450-konnym silniku Napier. James przeleciał czterokrotnie kilometrową przestrzeń po 2 razy w każdą stronę. Najszybszy przelot, z wiatrem, dokonany był z szybkością 343 *km*, najwolniejszy przeciw wiatrowi z szybkością 294 *km* na godzinę. Średnia arytmetyczna

z 4 przelotów dała 316,5 *km* na godzinę i stanowi oficjalny rekord. Poprzedni rekord Sadi-Lecointe'a wynosił 313 *km* na godzinę, z wiatrem zaś szybkość dochodziła do 330 *km*.

Aparat, na którym James pobił rekord, był to ten sam „Mars I", na którym ubiegał się o puhar Deutsch'a. Ażeby uzyskać większą szybkość, konstruktor jego Folland zmniejszył powierzchnię skrzydeł i usunął jedną z dwu chłodnic; jednocześnie, ażeby uniknąć fatalnego rozdarcia skrzydeł wskutek wielkiej szybkości, dał mocniejsze pokrycie.

Po raz pierwszy od lat 13-tu rekord szybkości zdobywa samolot nie-francuski.

Rekord lotnictwa pasażerskiego

Pilot M. Jones z Berkshire Aviation Company przewiózł 10 000 pasażerów bez najmniejszego wypadku. Jest to niezwykły rekord lotnictwa pokojowego, a zarazem dowód bezpieczeństwa komunikacji powietrznej.

Michelin o wojnie przyszłości

Podczas obiadu, urządzonego w Aero-Klubie Francji dla gości z kongresu komunikacji powietrznej, p. Michelin, prezes Aero-Klubu wygłosił ciekawe przemówienie w sprawie rozwoju lotnictwa. Ważniejsze ustępy tego przemówienia przytaczamy poniżej:

„Mimo doświadczeń ostatniej wojny wielu ludzi nie rozumie potrzeby tworzenia i rozwijania lotnictwa we Francji, a tymczasem za granicą wre praca i lotnictwo staje się coraz niebezpieczniejszą i groźniejszą bronią.

„Army and Navy Register" z 17 września r. u. opisuje wynalazek amerykański — krople chemiczne, które wylane w liczbie 3 na skórę ludzką, powodują natychmiastową śmierć. Jeśli jedną eskadrę lotniczą wyposażyć w bomby zawierające ową śmiercionośną ciecz (licząc np. 2 tony na płatowiec), to można będzie łatwo uśmiercić wszystko żyjące na przestrzeni 7 mil ang.

Gdy podczas ofenzywy amerykańskiej w Argonnach 1 250 000 ludzi zajmowało odcinek 40×20 *km* — wystarczyłoby 4 000 ton nowej cieczy i kilkaset płatowców dla uśmiercenia całej armji.

Na polach pod Aberdeen wyprobowali amerykanie bomby lotnicze cięższe od wszelkich dotychczasowych; długość ich wynosi $4\frac{1}{2}$ *m*, średnica 60 *cm*, waga 1800 *kg*, w czem 1000 *kg* materjału wybuchowego.

Jeślibyśmy zbadali szereg innych podobnych wynalazków, to musimy dojść do wniosku, że:

1) w przyszłej wojnie gazy i ciecze śmiercionośne odegrają rolę dominującą;

2) płatowce będą te środki przewoziły;

3) naród mało humanitarny (jak niemcy) którzy się splamili napaścią na bezbronną Belgję, może wyniszczyć, ale to doszczętnie całe pokolenie przeciwnika, nie zostawiwszy nikogo ani na froncie, ani na tyłach.

Należy pamiętać, iż Niemcy, omijając traktat wersalski, trzymają prym w lotnictwie i w jednej chwili posiąść mogą potężną flotę powietrzną. Francja musi się mieć na baczności, gdyż silna już dziś handlowa flota powietrzna Niemiec da się przekształcić odrazu w wojenną przez odpowiednie zaopatrzenie aparatów lotniczych w broń i bomby, a te robione są i ukrywane poddostatkiem w różnych centrach, skąd wyruszy przyszła ofensywa powietrzna".

Francja, która posiada najlepiej rozwinięte w Europie lotnictwo komunikacyjne, boi się przyszłej inwazji powietrznej Niemiec, a my stoimy w stosunku do Francji na szarym końcu! Nie czas obecnie bawić się we frazesy pokojowe — Niemcy nie dały za wygraną i z możliwością wojny liczyć się należy prędzej lub później. Posiadanie wojska lądowego czy to piechoty, czy kawalerji względnie artylerji nie wystarcza — jeżeli chcemy być spokojni o swoje granice i mieć pewność, iż krwawo wywalczonej niepodległości nie utracimy, musimy posiąść silne lotnictwo.

Pieniądze muszą się znaleźć — oszczędzać nie wolno.

Bulletin français du „LOT"

Le parachute de monsieur Knake-Zawadzki

Le parachute imaginé par Mr. Knake-Zawadzki et construit aux ateliers aéronautiques de l'Armée présente un certain interêt.

M. Knake-Zawadzki a pris comme point de départ le parachute Juchmès à 85 m. de surface. En remplaçant certaines parties du parachute par des ressorts le constructeur a pu obtenir le déploiement du parachute, après 2 secondes de chute libre ce qui constitue déja un avantage de 2 secondes environ sur le parachute Juchmès.

Le fait a été constaté officiellement au cours des essais éffectués aux ateliers de l'Armée et son premier résultat sera d'augmenter la sécurité du navigateur aérien.

M. Zawadzki étudie en ce moment un nouveau perfectionnement de son parachute ayant pour but d'éviter la nécéssité pour les pilotes de sauter de leur siège, le parachute devant les en extraire lui-même en cas de detresse. Cette invention à laquelle s'interesse tout particulièrement notre aviation militaire peut avoir sur la sécurité en avion une très grande influence.

L'Aéronautique à l'Ecole Polytechnique de Varsovie

L'inauguration de la section aéronautique à l'Ecole Polytechnique de Varsovie est fixée pour le jour du 1-r février. La section est attachée à la faculté de mecanique Elle tera inaugurée par le cours de l'aérodynamique de l'eminent professeur Cz. Witoszyński dont le nom est bien connu aux lecteurs du „Lot". Le professeur K. Taylor est appelé à faire le cours des moteurs d'aviation. Nous sommes heureux de pouvoir informer les lecteurs que le professeur Taylor nous a également promis sa collaboration.

AVIS, Désireuse de faciliter les rapports des aviateurs étrangers avec la Pologne l'Administration du „Lot" se met à leur disposition pour tous renseignements sur l'aviation polonaise.

Kronika międzynarodowa.

AMERYKA POŁUDNIOWA

Ze statystyki lotniczej Środkowej i Południowej Ameryki

Lotnictwo w tych krajach nie wyszło jeszcze z ram początkowej pracy, w przeciwieństwie do szerokiego rozwoju w Ameryce Północnej.

W *Meksyku* np. amerykańskie przedsiębiorstwa lotnicze noszą się z zamiarem utworzenia linji powietrznej pomiędzy Cuidat Juarez a Chihua City. Odległość wzajemna tych miejscowości wynosi 360 *km*, obliczonych według linji kolei żelaznych. Podróż koleją trwa 10 godzin, a automobilem jeszcze więcej, bo dwanaście. Przyczyny szukać należy w złym stanie dróg meksykańskich. Płatowiec odbywałby tę przestrzeń w ciągu 2 godzin.

W *Boliwji* otwarto w 1920 r. rządową szkołę lotniczą pod kierunkiem oficerów marynarki lotniczej St. Zjedn. Am. Półn. Niedawno założona linja powietrzna między Cochamiz a Santa Cruz obsługiwana jest przez trójpłatowce dziesięcioosobowe zbudowane w zakładach „Bristol", które przebywają tę przestrzeń w ciągu 6 godzin.

Zawiązane towarzystwo nosi nazwę „La Sociedad Boliviana de transportes Aereos" i otrzymuje stałą państwową zapomogę.

W *Brazylji* utworzyło się przedsiębiorstwo lotnicze ze stałą siedzibą w Rio Grande do Sul. Towarzystwo to, operujące dużym kapitałem, ma zamiar założyć wiele linij napowietrznych, łączących nawet i sąsiednie kraje, a posługiwać się będzie wyłącznie typami francuskimi.

W *Kolumbji* znalazł kapitał niemiecki swą lokatę w utworzeniu linji powietrznej na przestrzeni od Baranguilla aż do Curaçaus, portu holenderskiego.

Przedsiębiorstwo żeglugi powietrznej w Kolumbji jest jednem z najpoważniejszych w południowej Ameryce. Sam kapitał znajdujący się w rękach niemieckich, wynosi 100 000 dolarów.

Na początku uruchomiona będzie linja powietrzna wynosząca około 1100 *km*, t. j od Baranguilla, gdzie wybudowano własny port lotniczy do rzeki Magdaleny koło Girardotu. Linja ta obsługiwaną będzie przez jednopłatowce, zjednoczonych firm niemieckich „Junkers - Ganzmetall-Verkehrseindecker", które zużywać będą na przebycie jej około 9 godzin, włączywszy postoje do wyładowania i załadowania.

ANGLJA

Ruch lotniczy z Anglji na kontynent w czasie listopada

Przelot	Liczba lotów	Liczba pasażerów
Croydon—Paryż . . .	114	401
Paryż—Croydon . . .	114	380
Croydon—Amsterdam .	22	20
Amsterdam—Croydon .	23	23
Ogółem w listop. 1921 r.	273	824

AUSTRJA

Wejście w życie ustawy z 10.XII 1919 r., urządzającej żeglugę powietrzną w Austrji

Poselstwo austrjackie w Warszawie nadesłało następujący komunikat:

Wskutek przyjęcia Austrji do związku narodów, upadają § 276—282 traktatu w St. Germain, tem samem stają się obowiązującymi przepisy regulujące żeglugę powietrzną w Austrji.

Na tej podstawie przelot i lądowanie na terenie austrjackim dozwolone są aparatom państw obcych jedynie na zasadzie specjalnego pozwolenia Ministra Komunikacji, o ile żegluga powietrzna z danym państwem nie jest uregulowana specjalną umową.

CZECHY

Wystawa lotnicza w Pradze czeskiej

Wystawa lotnicza w Pradze Czeskiej druga z rzędu odznaczała się względnie małym udziałem przemysłu zagranicznego.

Z firm zagranicznych wystawiono w Pałacu Przemysłowym aparaty Fiat i Bleriot-Spad (Franco-Roumaine).

Z firm czeskich Aéro wystawiła typy Aé 0 2 (znany z poprzedniego N-ru Lotu), Aé 0 3– inżyniera Rôssnera z silnikiem Hispano Suiza, przeznaczony dla celów pościgowych, i Aé 0 4, również pościgowiec Vlasak'a i Husnik'a z silnikiem 185 K. M. Bayerischen Motoren-Werke.

Towarzystwo Avia (Praga Vysocany) wystawiło sportowy jednopłatowiec B. H. 1, zbudowany przez Benesa i Hajn'a, zaopatrzony w 48-konny silnik Gnôme, B. H. 2—z silnikiem 20 K. M. i B. H. 3 z 185-konnym B. M. W.

Wojskowe zakłady lotnicze w Pradze-Gbely wystawiły płatowiec bojowy dwumiejscowy Sm. 2, zbudowany przez inż. Smolika i zaopatrzony w silnik 200 K. M. Maybach.

Towarzystwo Ardea wystawiło jednopłatowiec szkolny B. P. 1, z silnikiem 70-konnym Mercedes.

FINLANDJA

Wojska lotnicze armji fińskiej

Armja fińska posiada lotnictwo marynarki i lądowe oraz oddziały balonowe. Personel fachowy składa się z 20 czynnych pilotów i tyluż w rezerwie, 6 obserwatorów czynnych oraz 50 mechaników specjalistów czynnych i około 100 niewyspecjalizowanych.

Z aparatów stosowane są:

wodnopłatowce George Levy z silnikiem 300 K. M. Renault
„ Breguet z 300 K. M. Fiatem
„ Caudron (szkolne) 9,3 z pływakami
„ Spad 34 „ z pływakami
„ Friedrichshafen — szkolny
„ Henry Farman z pływakami i 140 K. M. Salmsonem

oraz płatowce lądowe:

Bréguet 14 A 2 na kołach lub ski z silnikiem 300 K. M. Fiat,
Caudron G. 3 szkolny z silnikiem 80 K. M. Le Rhône
Spad 34 szkolny.

Baza lotnictwa morskiego znajduje się na wyspie Sandhamm koło Helsingforsu, zaopatrzona jest ona w największe warsztaty reperacyjne dla średniego i wielkiego remontu.

Baza lotnictwa lądowego mieści się w Utti. Poza tem istnieją jeszcze mniejsze oddziały lotnicze w Björke pod Wyborgiem i Sortavalla dla jeziora Ładogi.

Uzbrojenie, radjotelegraf i aerofoto sprowadzane są częściowo z Francji i Anglji, częściowo z Niemiec.

W styczniu b. r. uruchomiona zostanie fabryka płatowców w Sveaborgu w dawnych rosyjskich warsztatach okrętowych, zaopatrzonych w nowe specjalne maszyny sprowadzone z Niemiec. Budowane będą płatowce Brandenburg na zakupioną licencję niemiecką; nowe płatowce posiadać będą silniki „Fiat" 300 K. M. Początkowa fabrykacja wynosić ma 50 aparatów rocznie.

FRANCJA

Budżet wojenny Francji

Budżet francuskiego min. wojny wraz z wydatkami na armje kolonjalne, armje terytorjów, pozostających pod protektoratem Francji, oraz na żandarmerję, wynosi 3 miljardy 709 miljonów 345 tysięcy franków, przyczem powyższy budżet obejmuje już wydatki na lotnictwo, wynoszące 254 miljony 652 tysiące 440 franków. Budżet wydatków na flotę wynosi 843 miljony 618 tysięcy 295 franków, czyli, że ogólny budżet francuskiego min. wojny wynosi 4 miljardy 552 miljony 963 tysiące 749 franków.

HISZPANJA

Szkoła lotnicza w Burgos

Zarząd hiszpańskiego lotnictwa wojskowego organizuje obecnie w Gamonal pod Burgos nową szkołę lotniczą, przeznaczoną dla nauki prowadzenia płatowca przez wojskowych.

Na czele szkoły stoi porucznik armji francuskiej Béronneau.

Ruch lotniczy w Amsterdamie

Amsterdam wybija się ostatnio na pierwszorzędny port lotniczy. Od 14 kwietnia do 12 listopada r. u. zanotowano w nim 1000 płatowców, które przewiozły 1511 pasażerów.

Zbudowano tu specjalną wieżę sygnalizacyjną, która wykazała w czasie prób bardzo dobre działanie. Stacja ta posiada urządzenie umożliwiające lotnikom orjentować się, w jakiem położeniu względem lotniska znajduje się ich aparat.

Oznaki wojskowych płatowców holenderskich

Płatowce armji i marynarki holenderskiej posiadają następujące dystyngcje:

a) na spodzie dolnego płata i z góry wierzchniego, oraz z obu stron płata jednopłatowca i kadłuba znajduje się koło, podzielone na 3 części, przyczem w środku znajduje się jeszcze krążek pomarańczowy. Wycinki namalowane są na kolory: czerwony, czarny i niebieski.

b) ster kierunkowy posiada trzy kolorowe pasma: czerwone, czarne i niebieskie.

Wyżej wymienione znaki obowiązują w Holandji od 15 grudnia r. ubiegłego.

NIEMCY

Komunikacja powietrzna Gdańsk—Ryga—Rewel

Od 20 września czynne jest połączenie Rewel—Ryga, współdziałające z linją powietrzną Gdańsk, Królewiec—Kłajpeda.

Odlot z Gdańska następuje w poniedziałek,
środę i piątek . . o 9 rano
z Królewca . . . o 11 „
z Kłajpedy . . . o 1 po poł.
przylot do Rygi . . o 3½ „

Odlot z Rygi we wtorek, czwartek, sobotę o 10-ej (wylot do Rewla o 12½).

Dzięki takiemu skróceniu czasu drogi przesyłki pocztowe z Berlina dostają się do Rygi po 38 godzinach.

Połączenie niemieckich towarzystw lotniczych

Na ogólnym zebraniu „Deutsche Luftfahrer Verband“ odbytem 22 listopada r. u. połączyły się trzy największe w Niemczech Towarzystwa żeglugi powietrznej:

1. wyżej wzmiankowane,
2. Aero-Klub Niemiec,
3. Allgemeine Deutsche Flugverband.

Nowo powstałe towarzystwo nosi nazwę „Deutsche Luftfahrverband“.

STANY ZJEDNOCZONE

Nowy płatowiec bojowy

Z Waszyngtonu nadchodzą szczegóły o nowym, potężnym aeroplanie bojowym, zbudowanym dla armji amerykańskiej przez inżyniera amerykańskiego, Larsena. Aeroplan ten, przeznaczony głównie do walk z piechotą, jest jednopłatowcem metalowym, zaopatrzonym w jeden tylko silnik typu Liberty, o sile 400 koni parowych. Uzbrojenie jego stanowi 28 karabinów maszynowych Thomsona, dających 2000 strzałów na minutę, ustawionych w dwu baterjach i tak urządzonych, że mogą strzelać wszystkie jednocześnie, lub każdy z nich oddzielnie. Skierowane są przytem w dół pod rozmaitymi kątami, tak, że pole ognia jest bardzo rozległe. Waga tego groźnego dla piechoty aeroplanu, zupełnie wyekwipowanego, ze stu ładunkami dla każdego karabinu maszynowego, z pilotem i artylerzystą wynosi 5000 funtów, a promień jego działalności obejmuje 400 mil angielskich.

Koszt amerykańskiego lotnictwa w czasie wojny

Prasa Stanów Zjednoczonych podaje obecnie zestawienie wydatków na lotnictwo za cały czas wojny (1917/18). Na płatowce wyasygnowano 113 000 000 dol., przyczem w kraju zbudowano 13 894 aparaty, zakupiono zaś w Anglji, Francji i we Włoszech 5198.

Do Francji przywieziono przed zawarciem pokoju 2091 płatowców, 1000 znajdowało się drodze, reszta została w kraju.

Przy likwidacji i sprzedaży materjałów lotniczych uzyskano 19 400 000 dolarów.

W czasie 12 miesięcy 1917 i 18 roku zbudowano 13 894 płatowce, gdy w ciągu 9 lat, od 1909 do 1917, tylko 142.

Co dotyczy silników lotniczych, to zbudowano ich 41 953. Z pozostałych rzeczy zbudowano 100 000 karabinów maszynowych i 42 000 śmigieł.

Poczta lotnicza w Stanach Zjednoczonych

obsługiwana jest obecnie przez 55 pilotów. Dzienna długość przelotów wynosi 11 000 *km*. Czynnych jest 65 płatowców i 35 zapasowych w naprawie. Obsługa techniczna składa się z 400 ludzi.

Dla poczty lotniczej zbudowano 21 lotnisk.

Roczny koszt poczty powietrznej wynosi 1 250 000 dol. Za rok od 1 lipca 1920 do 30 czerwca 1921 r. przeleciano 1 770 058 mil ang. i przewieziono 44 834 080 przesyłek pocztowych.

Liczby te nie wymagają żadnych bliższych komentarzy.

Balon amerykański wypełniony helem

Lotnictwo Stanów Zjednoczonych pracuje od dawna nad zastosowaniem helu do wypełniania powłok balonowych. Niedawno zrobiono taką próbę z balonem sterowym C-7, służącym dla celów wywiadowczych. Balon ten wykonał szczęśliwie 2 próbne loty.

Hel użyty do wypełnienia pochodził z zakładów państwowych w Fort Worth.

WŁOCHY

Komunikacja powietrzna we Włoszech

Towarzystwa Żeglugi Powietrznej we Włoszech nie obsługują dotąd regularnych linij powietrznych na określonej przestrzeni, a jedynie czynią wycieczki i loty propagandowe oraz przeloty na zamówienie. Najruchliwszem jest towarzystwo noszące inicjały S. A. I. A. M., które osiągnęło poniższe wyniki w czasie 1 roku eksploatacji, t. j. od 1 czerwca 1920 do 1 czerwca 1921 r.

Daty		Liczba godzin lotu	Liczba pasażerów
czerwiec	1920 . .	96g45m	365
lipiec	„ . .	101 35	591
sierpień	„ . .	160 12	353
wrzesień	„ . .	173 30	520
październik	„ . .	125 45	374
listopad	„ . .	110 13	215
(przerwa zimowa)			
luty	1921 . .	90 11	238
marzec	„ . .	37 50	139
kwiecień	„ . .	45 30	217
maj	„ . .	56 40	240
	Ogółem .	998g11m	3291.

W czasie tym przelatano 100 000 kilometrów i wykonano następujące większe Raidy:

Medjolan—Turyn,
Medjolan—Padwa—Bolonja—Medjolan,
Ancona—Verona i z powrotem,
Medjolan—Rzym—Neapol i z powr. (4 aparaty),
Schiranne—San Remo—Romano,
San Remo—Pusiano,
i San Remo—Genua i z powrotem.

Przepisy lotnicze dla cudzoziemców

Włoskie ministerjum spraw zagranicznych za pośrednictwem misji wojskowej w Polsce zakomunikowało rządowi polskiemu, iż celem ułatwienia cudzoziemcom wyjazdu do Włoch na aeroplanach i balonach, zniesiono obowiązek uprzedniego wyjednywania zezwoleń i zastąpiono go systemem meldunkowym. Zamierzający przebyć granicę włoską drogą powietrzną, obowiązani są zawiadomić telegraficznie naczelne dowództwo żeglugi powietrznej włoskiego ministerjum wojny, oraz okręgowy urząd celny tego obszaru i komendę placu tej miejscowości, gdzie zamierzają lądować.

Przebywając pas graniczny alpejski, aeronauci obowiązani są utrzymywać się na wysokości nie mniej 2000 *m* i nie posiadać aparaiów fotograficznych, gołębi pocztowych lub innych do podobnego użytku ptaków.

Przelot nad alpejską koleją dozwolony jest tylko w miejscowościach Ventinille, Mont-Cenis, Iselle, Chiasso, Brenner, Tricorno, Nauport.

Z powyższych ułatwień nie korzystają aparaty aeronautyczne wojskowe, oraz takie, które kursują stale w celu regularnego eksploatowania pewnej linji komunikacyjnej.

Olbrzymie subwencje lotnictwa cywilnego we Włoszech

Francuskie czasopismo automobilowe „L'Auto“ w Paryżu donosi, iż rząd włoski wyznaczył 30 miljonów lir na poparcie lotnictwa cywilnego we Włoszech.

Fabryki lotnicze Ansaldo, Fiat, Macchi i Breda otrzymują każda po miljonie lir subwencyj.

Nowa linja powietrzna pomiędzy Palestyną a Mezopotamją

Uruchomi ją wkrótce angielskie ministerstwo lotnicze, przyczem uwzględni zgodność z czynną linją Kair—Ramleh.

Nowa linja obejmujmuje następujące odcinki:

Ramleh—Amman .	101 *km*
Amman—Kasrazrak .	88 „
Kasrazrak—Ramadie	643 „
Ramadie—Bagdad .	96 „
Razem .	923 *km*.

Zbrojenia litewskie

Dnia 16 stycznia do Libawy przybył z Niemiec statek „Klaus“ z 62 tonnami rozmaitych materjałów wojskowych (w tem rozebrane części aeroplanów) dla Litwy.

Przegląd czasopism

Mechanik miesięcznik ilustrowany, poświęcony sprawom techniki, Warszawa. Styczeń 1922. Marszałkowska № 46.

Noworoczny numer Mechanika, rozpoczynający IV-ty rok tego pożytecznego wydawnictwa, zawiera artykuły: W. Fabierkiewicza.— O decyzji Rady Ligi Narodów o podziale Górnego Śląska. — A. Gwiazdowski — O przesileniu.— A. T.— O poślizgu pasa napędowego a jego sile pociągowej.— J. W.—O niezwykłych wypadkach napędu pasowego.—T. Rolnika—O wyrobie sprawdzianów różnicowych. O prowadzeniu mniejszych wytwórni. O współpracownictwie w piśmie technicznem.— B. Rzeszotarskiego—O wskazówkach do nżytkowania indykatora.

W dziale *z Warsztatów i Pracowni* znajdujemy opis uszkodzenia zewnętrznej pokrywy cylindra maszyny parowej, opis pieca odlewniczego „Ideał“ oraz szereg odpowiedzi na pytania czytelników Mechanika.

Następuje kilka krótszych artykułów o nowych maszynach wytwarzanych przez Stow. Mechników, o udziale Stowarzyszenia na Targach Wschodnich we Lwowie, o otwarciu szkoły rzemieślniczo-technicznej przy wytwórni Stowarzyszenia w Pruszkowie.

Artykuł „Twierdzenia geometryczne“ zapoznaje nas z podstawowemi twierdzeniami tej nauki. Dr. W. Kasperowicz w artykule „System metryczny w Polsce“ podaje szereg tablic, wiążących miary metryczne ze stosowanemi w kraju i w Ameryce jednostkami miar. Wiadomości te bezprzeczne wielce przydatnemi być mogą.

Część kronikarska zeszytu składa się z działów poświęconych szkolnictwu zawodowemu przekładowi książek i pism, przeglądowi wytwórczości, oraz z szeregu notatek drobniejszych.

Kilkadziesiąt starannie wykonanych ilustracji zapełnia treść tego zeszytu, który, jak i poprzednie, będzie napewno mile widzianym przybyszem w środowisku coraz liczniejszych odbiorców Mechanika w kraju i za Oceanem.

Przegląd gazowniczy. L. 9. Wrzesień 1921 R. I. Warszawa. Redaktor: inż: Władysław Szaynok.

Większą część numeru zajmuje „Projekt urzędowego sprawdzania gazomierzy“ Witolda Kasperowicza.

Bardzo aktualnem jest również „Ustalenie terminologji gazowniczej“, której poświęcono sporo miejsca w ostatnich numerach tego czasopisma. Można tu zaznaczyć iż sprawa terminolgji technicznej poruszona jest obecnie wszędzie, każda dziedzina technikl wymaga opracowania polskiego słownictwa, które dotąd było naogół w zaniebdaniu.

Dziennik niemiecki „Der Tag“ podaje kilka nowo wydanych książek z dziedziny lotniczej.

1). „Handbuch der Flugzeugkunde“ w dwuch tomach wydanych przez b. ppułkownika Wagenführ komendanta „Flugzeugmeisterei“

2). Prüfung, Wertung und Weiterentwicklung von Fugmoteren przez dypl. inż. H. Dochamp i prof. K. Kützbach.

3). „Funkentelegraphie für Flugzeuge“ przez Ericha Niemann'a.

4). „Fliegerkraftlehre“ przez Otto Wienera.

5). „Elektrodonamische Erforschung des Erdinnern und Luftschiffahrt“ przez D-r. Henryka Löway.

6). „Der 1000 P. S. Flugmotor“ przez D-r. inż. Edmunda Rumplera.

Bibliografja

Opis budowy płatowców inż. Gustawa Mokrzyckiego. Świeżo wyszła z druku wydana przez Wojskowy Instytut Naukowo-Wydawniczy, książka opracowana przez inżyniera Gustawa Mokrzyckiego pod tytułem „Opis Budowy Płatowców“.

Stanowi ona jakoby dalszy ciąg książki tegoż autora pod tytułem „A. B. C. lotnicze“, wydanej nakładem Altenberga we Lwowie.

We wstępie autor zaznacza, że książka „ Opis Budowy Płatowców“ przeznaczona jest dla czytelnika obeznanego nieco z lotnictwem. Rzeczywi-

ście nietylko człowiek cokolwiek obeznany, ale nawet technik znajdzie w niej wiele ciekawych szczegółów konstrukcji samolotów podstawowych zasad obliczeń oraz opisów istniejących typów płatowców.

Całość dzieli autor na cztery zasadnicze działy: klasyficję płatowców, konstrukcję, obliczenia i próby wytrzymałości.

Pierwszy dział zapoznaje czytelnika z przeróżnemi rodzajami, typami i systemami płatowca, w drugim autor podaje opisy konstrukcji części płatowców, w trzecim omawia zasady obliczeń, wreszcie czwarty dział jest poświęcony próbie już gotowego płatowca.

Mając na uwadze bogatą acz w zwięzłej formie podaną treść książki, postaram się w krótkich słowach zapoznać czytelnika z treścią oddzielnych działów.

Część pierwsza dziełka zawiera różnorodną klasyfikację płatowca tak pod względem ilości płatów, jak i rozłożenia wzajemnego, sposobów usztywnienia, połączenia płatów mośnych ze sterami, systemu kadłubów, ilości silników i t. p.

Autor bardzo detalicznie przeprowadza podział na płatowce o śmigłach ciągnących i cisnących, o kadłubach otwartych (łącznie) i krytych, podając za przykład najnowsze typy płatowców, jak np. Caproni ze schematycznymi szkicami i rysunkami.

W końcu jest podany ciekawy zbiór najnowszych systemów podwozi i płóz.

W dziale drugim jest uwzględniony zarys konstrukcji płatowca, poczynając od prób aerodynamicznych, opisu instalacji i funkcjonowania laboratorjów oraz charakterystyki krawędzi prucia (natarcia) płatów pod względem aerodynamicznym.

W dalszym ciągu autor rozpatruje budowę oddzielnych części płatowca, poczynając od płatów roztrząsa sposoby wykonywania, sposoby sklejania, pokrywania płótnem, łączenia, wreszcie podaje najrozmaitsze rodzaje struktury skrzydeł w zastosowaniu do małych sportowych, bojowych i wszelkich komercyjnych płatowców.

Widzimy tutaj zastosowanie, glinu, stali glinowej do budowy podłużnic i żeberek; praktyczne sposoby pokrywania płótnem; pokrywanie pokostami i lakierami i wiele innych ciekawych uwag samej budowy i wykonania.

Następnie autor podaje najnowsze typy istniejących skrzydeł: Friedriechs, hafen, Gokker'a, Junhers'a.

Po rozpatrzeniu budowy skrzydeł idą składowe części takowych a mianowicie: różne rodzaje wiązadeł, struny, linki, taśmy, sposoby łączenia wiązadeł z kratownicami, ściągacze, i wielka rozmaitość okuć.

W następnej części działu drugiego czytelnik znajdzie wszelkie dane dotyczące kadłubów płatowcowych, z uwzględnieniem zasadniczych typów, a mianowicie krytego o kratownicy drewnianej, kratowo-jednoskorupowego, krytego o kratownicy metalowej, jedno-skorupowego łącznicy i czółenka czyli gondoli.

W dziale „Przytwierdzenie skrzydeł i silników", znajdujemy kilka bardzo ciekawych perspektywicznych rysunków montażu silników, pozwalających widzieć wszelkie detale całej przedniej części kadłuba.

Jak w całej przedniej części tak i tutaj zwraca uwagę nadzwyczajna systematyczność ujęcia i podania materjału. Autor roztrząsa kolejno sposoby umocowania silników stałych w gwiazdę, stałych zwykłych, wirujących (obrotowych), umocowana na kadłubach, między płatami i t. p.

Po opisach kadłubów idą stery, lotki, wiązania ogonowe, stateczniki z wielu ciekawymi rysunkami z opisami przytwierdzenia oraz uwzględnieniem różnych typów.

Wreszcie następuje cały szereg bardzo istniesujących opisób podwozi i sposobów amortyzacji w najnowszych typach płatowców, a mianowicie w olbrzymach Handlly Page, Mamucie i t. p.

Dział II kończy opisem wewnętrznych urządzeń kadłuba oraz mechanizmów poruszania sterami lotkami i t. d., poczem przystępuje do dzieła III-go t. j. do zarysu statycznego obliczenia w którym jest podany sposób obliczeń dla inżyniera konstruktora ze zręcznie ujętą kw1stją wymaganych zalet oraz podaniem sposobów obliczania kolejnych części płatowca, kratownic, przęseł, podłużnic, płatów, sterów, kadłuba, podwozia i t. d. i t. d. Przy obliczaniu uwzględnione są siły działające na płatowiec, a wywołane prawami ruchu, rozkład tych sił oraz naprężenia i odkształcenia w samej konstrukcji przez nie wywoływanie.

Przechodząc do działu IV-go autor podaje sposób wykonywania prób wytrzymałościowych statycznych całego płatowca oraz jego części.

Wreszcie w samym końcu podane są sposoby prób w locie za pomocą kulki Brinell'a.

Całość przedstawia doskonale usystematyzowany i ściśle przedstawiony materjał w zakresie budowy płatowców ujęty krótko z uwzględnieniem najnowszych sposobów i typów a podany w formie popularnej, łatwej do czytania i interesującej.

Redaktor: **J. Grzędziński.** Wydawca: **Tow. Wyd. „Lot".**

Drukarnia Techniczna — Warszawa, Czackiego 3/5.